А. Н. Гелюх

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ НА РАССТОЯНИИ

Please purchase VeryPDF Image to PDF Converter Command Line on http://ww

А. Н. ГЕЛЮХ

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ НА РАССТОЯНИИ

Допущено
Министерством высшего и среднего специального образования СССР
в качестве учебника для средних специальных учебных заведений



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1974

Г31
УДК 629.7.062.2(075.3)

Гелюх А. Н. Основные принципы управления летательными аппаратами на расстоянии. М., «Машиностроение», 1974, 136 с.

В книге изложены принципы управления летательными аппаратами, основными классами которых являются современные самолеты и ракеты.
Дано понятие о системах автоматического регулирования и управления. Приведена классификация систем и определены решаемые ими задачи. Рассмотрен принцип действия различных устройств и охарактеризована работа как отдельных элементов, так и систем управления в целом. Весь фактический материал заимствован из открытой советской и зарубежной печати.
Книга является учебником для учащихся средних специальных учебных заведений.
Ил. 73. Список лит. 47 назв.

Анатолий Николаевич Гелюх

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ НА РАССТОЯНИИ

Редактор издательства *Г. П. Филипповская*
Технический редактор *В. И. Орешкина*
Художник *Е. Н. Волков*
Корректор *Е. П. Карнаух*

Сдано в набор 20/XI 1973 г. Подписано в печать 6/II 1974 г. Т-03300
Формат 60×90¹/₁₆ Бумага № 2 Печ. л. 8,5 Уч.-изд. л. 8,1
Тираж 4000 экз. Цена 28 коп. Издат. зак. 3585

Издательство «Машиностроение» Москва, 107885, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 «Союзполиграфпрома»
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли,
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 3822

Г $\frac{31904-185}{038(01)-74}$ 185—74

ПРЕДИСЛОВИЕ

Все современные летательные аппараты (ЛА) оснащены системой управления, в которую входит целый комплекс отдельных подсистем, устройств и приборов.

Задачи управления зависят от назначения ЛА. Для решения этих задач применяют автоматические и полуавтоматические системы управления. В зависимости от способа создания управляющего сигнала различают гироскопические, оптико-электронные и радиотехнические системы.

Одним из главных факторов, определяющих эффективность выполнения поставленной технической задачи, являются точностные характеристики систем. Например, гироскопические системы должны сохранять точность заданного направления платформы в инерциальном пространстве при действии на нее различных динамических возмущений и ускорений ЛА.

Цель настоящей книги — познакомить учащихся с принципами управления летательными аппаратами и принципом действия приборов, используемых при создании систем управления.

В книге изложены физические основы процессов, происходящих в системах управления, дана их классификация и рассмотрены элементы систем управления.

Автор благодарит рецензентов канд. техн. наук В. И. Черкаса и инженера О. В. Рязанцева за замечания, сделанные при просмотре рукописи книги.

Все замечания по книге следует направлять по адресу: 107885 Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3, изд-во «Машиностроение».

ВВЕДЕНИЕ

Процесс управления ракетой ближнего действия включает в себя управление пуском, полетом и подрывом боевого заряда. При этом управление пуском и подрывом боевого заряда должно осуществляться в требуемые моменты времени, а управление полетом должно обеспечивать наведение ракеты на цель с необходимой точностью. К моменту выключения двигателя предъявляются жесткие требования. В момент выключения двигателя соотношение между координатами и составляющими вектора скорости ракеты должно быть таким, чтобы обеспечить наведение ракеты на цель. Эта задача является основной и при управлении ракетой-носителем, которая должна вывести космический аппарат в определенную точку пространства.

При управлении самолетом решаются такие задачи как взлет, выведение в заданный район, предотвращение столкновений с другими самолетами, посадка в сложных условиях.

Таким образом, для всех летательных аппаратов характерно управление их движением. *Под движением ЛА будем понимать перемещение его центра масс по траектории, и вращение ЛА вокруг центра масс.*

Принципы работы систем управления как пилотируемых, так и беспилотных летательных аппаратов имеют много общего.

История развития систем управления летательными аппаратами неразрывно связана с разработкой самих летательных аппаратов.

В 1894 г. великим русским ученым К. Э. Циолковским была предложена первая в мире схема системы управления для дирижабля, предназначенная для удержания его продольной оси в горизонтальной плоскости. Для этого использовался физический маятник, сохраняющий свое направление к центру Земли. При отклонении дирижабля от горизонтального направления устройством, в которое входил маятник, выдавался электрический сигнал, используемый для поворота рулей дирижабля и возврата его в исходное горизонтальное положение.

В 1903 г. К. Э. Циолковский опубликовал научный труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами», где предусмотрел автоматическое управление движением ракеты при помощи приборов.

Для удержания летательного аппарата в горизонтальном положении использовался также флюгер, механически связанный с рулем. При выходе продольной оси летательного аппарата из горизонтальной плоскости флюгер, оставаясь в воздушном потоке горизонтальным, изменял свое положение (и положение руля) относительно корпуса летательного аппарата. В результате этого возникали аэродинамические силы, возвращающие аппарат в горизонтальное положение.

Для удержания продольной оси летательного аппарата в заданном направлении использовались простейшие системы управления, содержащие магнитную стрелку, всегда направленную по линии Север — Юг.

Позже для создания систем управления начали применять гироскопические приборы. Они широко используются и в настоящее время, так как в наименьшей мере подвержены влиянию различных помех и поэтому обеспечивают высокую точность.

Разделение простейших систем управления на маятниковые, флюгерные и гироскопические было сделано в 1912 г. Н. Е. Жуковским.

Развитие радиотехники и электроники привело к созданию систем радиоуправления, отличающихся очень высокой точностью. Особое значение радиосистемы приобрели с развитием ракетной техники.

Всякий процесс характеризуется определенными физическими величинами, зависящими от природы процесса качественно и количественно. Для правильного протекания процесса на ряд величин могут быть наложены определенные ограничения, не позволяющие этим величинам изменяться произвольно. В этом случае процесс будет управляемым.

Под управлением понимают совокупность операций, необходимых для пуска и останова процесса, а также для поддержания на заданном уровне или изменения в требуемом направлении величин, характеризующих процесс.

Для осуществления управления каким-либо процессом необходимо изучить его физическую сущность и дать его математическое описание. Математическое описание процесса управления позволяет провести его детальный анализ, предъявить требования к техническим средствам, обеспечивающим заданный ход процесса, и создать соответствующие приборы.

Техническое устройство, осуществляющее процесс, которым необходимо управлять, будем называть объектом управления.

Совокупность технических средств, обеспечивающих управление, называют *устройством управления.*

Объект управления совместно с устройством управления называют *системой управления*.

В осуществлении процесса управления может принимать участие человек (оператор). В зависимости от степени участия оператора в контуре управления можно говорить о ручном, полуавтоматическом и автоматическом управлении.

Система управления, предусматривающая участие оператора в восприятии информации о процессе, ее переработке, формировании законов управления и реализации управляющих воздействий, называется *ручной системой управления*.

Система управления, предусматривающая участие оператора в передаче сигналов в контурах управления и в формировании законов управления, называется *полуавтоматической системой управления*.

Автоматическая система управления исключает участие оператора в контуре управления.

ГЛАВА 1

ЗАДАЧИ И КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

§ 1. 1. ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ

Летательный аппарат в полете имеет шесть степеней свободы, которые характеризуются тремя вращательными и тремя поступательными движениями. Для управления этими движениями системы управления создают управляющие силы и моменты в соответствии с любым заданным законом.

Основными задачами, решаемыми системой управления, являются управление движением центра масс (три канала управления) и угловыми движениями ЛА относительно центра масс (три канала управления).

Если не нужно точно выдерживать движение летательного аппарата по заданной траектории, то управляют только его угловыми движениями.

Управление угловыми движениями обеспечивает вполне определенное положение летательного аппарата в пространстве по отношению к вектору скорости центра масс.

Управление движением центра масс обеспечивает полет по наилучшей (оптимальной) траектории, например, по кратчайшему пути за кратчайшее время.

Для летательных аппаратов, движущихся в пределах атмосферы, число каналов управления сокращается до четырех. Это объясняется наличием определенной связи между поступательными и вращательными движениями.

К особенности полета летательных аппаратов вне атмосферы относится то, что угловые движения не зависят от движения центра масс и наоборот. Это объясняется отсутствием аэродинамических сил и моментов. В этом случае можно считать, что системы управления угловыми движениями и движениями центра масс функционируют независимо друг от друга и не связаны между собой через объект.

Таким образом, управление полетом летательного аппарата сводится к управлению параметрами его движения: угловыми координатами, угловыми скоростями и ускорениями, линейными координатами (дальностью, высотой, боковым перемещением) и т. д.

Система автоматического управления угловыми движениями летательного аппарата называется автопилотом или автоматом стабилизации. Ниже под автопилотом (автоматом стабилизации) будем подразумевать систему более общего вида, которая может иметь устройства, обеспечивающие также управление движением центра масс на заданной траектории, так как управление движением центра масс происходит в основном через управление угловыми движениями.

§ 1.2. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Определить положение ЛА в пространстве, рассчитать параметры его движения и решить аэродинамические задачи можно только при задании системы отсчета (системы координат). Для исследования движения ЛА часто применяют стартовую и связанную системы координат. Стартовая система представляет собой правую прямоугольную систему координат $oxyz$ (рис. 1.1). Ее начало совпадает с центром массы ракеты, расположенным на стартовом столе. Ось ox обычно направлена на цель, ось oy — в зенит, а ось oz расположена в горизонтальной плоскости и дополняет систему до правой.

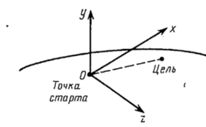


Рис. 1. 1. Земная система прямоугольных координат

В стартовой прямоугольной системе координат положение центра масс летательного аппарата определяется координатами x (дальность), y (высота) и z (боковое перемещение).

Связанная или подвижная система координат $ox'y'z'$ названа так потому, что жестко связана с летательным аппаратом, перемещается вместе с ним в пространстве и направления ее осей совпадают с направлениями продольной, поперечной и нормальной осей ЛА. Начало подвижной системы координат расположено в центре масс летательного аппарата, а оси направлены так, как показано на рис. 1. 2.

Движение летательного аппарата вдоль траектории есть движение связанной системы координат $ox'y'z'$ относительно земной $oxyz$.

Чтобы определить положение летательного аппарата в пространстве, введем три угла, определяющие взаимное положение связанной и земной систем координат при вращательном движении летательного аппарата. Эти углы показаны на рис. 1.2, *а*, *б*.

Угол между продольной осью ox' летательного аппарата и плоскостью xoz земной системы координат называется углом тангажа φ (см. рис. 1.2,*а*). Обычно ракета стартует вертикально, т. е. угол тангажа в момент старта равен 90°. Вертикальный полет ракеты длится несколько секунд, после чего ее ось откло-

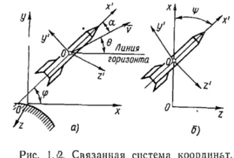


Рис. 1.2. Связанная система координат. Углы:

а—тангажа φ, атаки α, наклона траектории θ; *б*—рыскания ψ

Рис. 1.3. Изменение угла тангажа ракеты

няется от вертикали в соответствии с заданной программой. Поэтому угол тангажа называют еще программным углом. На рис. 1.3 показан примерный характер изменения угла тангажа во времени.

Угол между осью ракеты ox' и плоскостью стрельбы xoy называется углом рыскания ψ (см. рис. 1.2,*б*).

Угол, образующийся при повороте корпуса ракеты вокруг продольной оси ox' называется углом крена γ.

Таким образом, если рассматривать движение ракеты во времени, то три линейные координаты $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$ и три угловые — $\varphi(t)$, $\psi(t)$, $\gamma(t)$ полностью определяют положение ракеты в пространстве в любой момент времени.

Известно, что в общем случае продольная ось ракеты не совпадает с вектором скорости $\bar{v}$, а образует с ним угол α, называемый углом атаки (см. рис. 1.2,*а*).

Угол, образующийся между линией горизонта и вектором скорости называют углом наклона траектории θ.

Из рис. 1.2,*а* видно, что

$$\varphi = \alpha + \theta.$$

Угол атаки обычно мал (3°—7°), поэтому изменение угла тангажа происходит в основном за счет изменения угла наклона траектории.

В заключение параграфа отметим, что для исследования и управления движением ракет применяется инерциальная система координат. Ее начало лежит в центре масс Земли, а оси не изменяют своего направления в мировом (инерциальном) пространстве. Инерциальная система перемещается вместе с Землей вокруг Солнца.

Эта система координат может использоваться и на летательном аппарате. В этом случае начало системы координат располагается в центре масс летательного аппарата. Направление осей фиксируется при помощи бортовых гироскопических приборов, которые обладают свойством сохранять направление своих осей неизменным в инерциальном пространстве. Обычно оси инерциальной системы координат направлены на «неподвижные» звезды.

§ 1.3. ТРАЕКТОРИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Траектория баллистической ракеты, приведенная на рис. 1.4, делится на два основных участка: активный и пассивный.

На активном участке *OAB* работают двигатели и система управления.

Участок вертикального подъема *OA* иногда называют стартовым участком. Поднимаясь вертикально, ракета быстрее проходит плотные слои атмосферы.

Рис. 1.4. Траектория баллистической ракеты

На участке *AB* осуществляется поворот ракеты в соответствии с программой. В точке *B* двигатели выключаются.

На пассивном участке двигатель и система управления не работают. На этом участке ракета движется как свободно брошенное тело за счет скорости, сообщенной ей на активном участке полета. Часть пассивного участка может находиться в довольно разреженных слоях атмосферы. При входе в плотные слои атмосферы ракета при помощи стабилизаторов принимает нужную пространственную ориентацию.

Таким образом, точность приведения ЛА в заданную точку, очевидно, определяется в основном точностью выведения ЛА в конце активного участка.

§ 1.4. АВТОНОМНЫЕ, НЕАВТОНОМНЫЕ И КОМБИНИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Существующие системы управления движением ракет и космических аппаратов подразделяют на автономные и неавтономные. Кроме того, в отдельную группу могут быть выделены комбинированные системы управления.

Особенностью *автономных систем* управления является то, что сигналы управления движением ракеты вырабатываются аппаратурой, целиком расположенной на ракете, причем эта аппаратура после запуска ракеты не получает никакой информации ни из пункта управления (например, точки старта), ни от цели.

Обычно автономные системы управления используются только в ракетах класса «поверхность — поверхность» и частично в ракетах класса «воздух — поверхность». Это объясняется тем, что автономные системы управления действуют по заранее заданной программе. Эта заранее заданная программа не учитывает возможных перемещений цели, предполагается, что за время полета ракеты цель не меняет своего местоположения, т. е. автономные системы могут быть установлены на ракетах, предназначенных для приведения к неподвижной цели.

При использовании атономных систем существует два метода получения управляющих сигналов.

Можно заранее перед стартом рассчитать, как должны изменяться во времени основные параметры движения ракеты (скорость, угол и т. д.), определяющие траекторию ракеты при ее движении к цели. Полученные функции времени вводятся в специальные устройства системы управления в качестве заданных величин или программ. После старта в процессе полета ракеты соответствующими устройствами непрерывно измеряются текущие (действительные) значения указанных параметров. Система управления осуществляет сравнение расчетных значений параметров с текущими значениями и при их неравенстве вырабатывает соответствующие сигналы управления.

Если на ракете установлена аппаратура, позволяющая вести непрерывное измерение ее координат в пространстве, то автономное управление можно осуществить и по-другому. Координаты ракеты, получаемые от аппаратуры, автоматически вводятся в бортовое вычислительное устройство ракеты, которое в соответствии с заранее заложенной программой вычисляет величину сигналов управления. Следовательно, заранее не задается определенная траектория, а каждый раз вычисляется в зависимости от текущих координат ракеты. При этом предполагается, что координаты цели предварительно заложены в вычислительное устройство.

На работу автономных систем управления не оказывают влияния искусственно создаваемые помехи. Это основное их достоинство. Кроме того, эти системы можно применять для управле-

ния ракетами, имеющими большую дальность полета (баллистическими ракетами дальнего действия).

Недостатками автономных систем управления являются:

невозможность изменения программы полета ракеты после старта;

нерадиотехнические автономные системы иногда не удовлетворяют требованиям точности управления. (Это относится к гироскопическим системам).

Особенностью *неавтономных систем* управления является необходимость получения бортовой аппаратурой сигналов, поступающих или с пункта управления или от цели.

К неавтономным системам управления относятся системы телеуправления и системы самонаведения. Обычно эти системы применяются на противотанковых, зенитных и авиационных ракетах.

При использовании *систем телеуправления* координаты ракеты и цели непрерывно измеряются на пункте управления, где вырабатываются сигналы, действующие на систему управления ракеты. Система управления должна так изменять траекторию ракеты, чтобы обеспечить ее встречу с целью. Существуют такие системы управления, при которых сигналы управления формируются на борту ракеты, но обязательно за счет энергии, получаемой из пункта управления. Системы телеуправления предполагают наличие линии связи между ракетой и пунктом управления (проводной линии, радиолинии и т. п.).

Недостатки систем телеуправления:

системы телеуправления имеют высокую точность наведения при небольших дальностях. Однако с увеличением дальности стрельбы ошибки наведения увеличиваются;

работа линии связи между командным пунктом и ракетой может быть нарушена противником созданием помех.

Управление с применением *систем самонаведения* — метод управления, при котором сигналы управления вырабатываются на самой ракете в результате воздействия на систему управления энергии, излучаемой целью или отраженной от нее.

Системам самонаведения не свойственны недостатки систем телеуправления. Они отличаются от систем телеуправления полной автономностью и обеспечивают бо́льшую точность наведения. Однако их недостатком является небольшая дальность действия.

Из краткого описания автономных и неавтономных систем управления можно сделать вывод, что системы управления имеют сравнительно невысокую точность для ракет большой дальности действия, а для ракет небольшой дальности действия применяются более точные системы управления. Тем не менее часто возникает необходимость обеспечения высокой точности управления на больших дальностях. В таких случаях применяют *комбинированные системы* управления.

Например, при использовании радиотехнических систем управления ракета попадает в зону нормальной работы радиоаппаратуры лишь спустя некоторое время после старта. Следовательно, на начальном участке движения ракеты необходимо использовать автономную систему управления, имеющую более низкую точность.

Иногда на протяжении одного и того же этапа полета ракеты ее наведение осуществляется различными системами управления, аппаратура которых частично или полностью участвует в управлении.

В других случаях при переходе ракеты с одного этапа наведения на другой сменяются системы управления. В последующих главах будут рассмотрены некоторые системы управления.

К любой проектируемой системе управления предъявляется ряд требований. Эти требования разрабатываются на основе анализа задач, которые должен решать ракетный комплекс. Однако можно перечислить некоторые требования, которые должны приниматься во внимание независимо от типа летательного аппарата и задач, решаемых им. К таким требованиям относятся эксплуатационные требования и требования к конструкции отдельных элементов систем.

К наиболее важным эксплуатационным требованиям относятся безотказность работы всех элементов системы управления, обеспечение заданного времени непрерывной работы, простота обслуживания и т. п.

Конструктивные требования предполагают простоту конструкции элементов системы управления, удобное расположение органов управления, минимально возможную массу и габариты аппаратуры, минимальное потребление электрической энергии и т. д.

Очевидно, что в каждом конкретном случае могут возникнуть и другие, специфические требования.

§ 1.5. КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

В настоящее время для управления движением ракет и космических объектов наибольшее распространение получили следующие системы.

Автономные гироскопические системы, использующие гироскопы для создания на ракете неподвижной системы координат. Расположенная на ракете аппаратура, работая в соответствии с заранее заданной программой, обеспечивает ее полет по траектории, близкой к расчетной.

Системы с использованием ориентиров, связанных с Землей. В этих системах бортовая аппаратура реагирует на ориентиры, связанные с Землей (сила земного притяжения, магнитное поле Земли и т. п.). Если действительное положение ракеты, опреде-

ляемое при помощи этой аппаратуры, отличается от программного, то вырабатываются необходимые сигналы коррекции.

Радионавигационные системы, включающие радиоаппаратуру, расположенную на Земле и на ракете, которая определяет действительное положение ракеты, сравнивает с заданным и при необходимости вырабатывает управляющие сигналы.

Астронавигационные системы. Действительное положение ракеты определяется при помощи телескопов, расположенных на ракете и направленных на небесные светила (звезды). Получаемые при этом координаты ракеты сравниваются с заранее рассчитанными координатами. При несоответствии вырабатывается сигнал рассогласования, управляющий рулями.

Инерциальные системы. На борту ракеты расположены измерители ускорений, выходные сигналы которых поступают в бортовые вычислительные устройства, определяющие скорость, путь и боковое перемещение ракеты. После сравнения с заданными значениями этих величин вырабатываются сигналы поправок, воздействующие на рули.

Астроинерциальные системы. Включают аппаратуру инерциальных систем, а также астрономические приборы (телескопы, секстанты и др.), позволяющие ликвидировать ошибки инерциальных систем.

Командные системы. Системы наведения по радиолучу и системы самонаведения, упоминавшиеся в предыдущем параграфе.

В последующих главах будут рассмотрены некоторые из перечисленных систем.

СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

§ 2.1. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Системы автоматического регулирования являются частным случаем систем автоматического управления. Назначение систем автоматического регулирования состоит в поддержании на определенном уровне или в изменении по наперед заданному закону физических величин, характеризующих процесс. Из последующего изложения будет видно, что системы автоматического регулирования, как правило, работают по замкнутому циклу, в то время как системы управления работают как по замкнутому, так и по разомкнутому циклам.

Поясним основной принцип действия любой системы автоматического регулирования, а затем сформулируем общие определения. Пусть необходимо управлять углом тангажа самолета. Для измерения угла тангажа имеется специальное устройство, называемое измерительным или чувствительным элементом. Измерительное устройство дает электрический сигнал в виде напряжения u_φ, пропорционального действительному углу тангажа φ, т. е.

$$u_\varphi = k'\varphi,$$

где k' — коэффициент пропорциональности, имеющий размерность В/град.

Шкала стрелочного прибора, измеряющего напряжение u_φ, проградуирована на величину угла φ в градусах.

Летчик (оператор) наблюдает за показаниями стрелочного прибора. В зависимости от того, в какую сторону отклонился угол φ от требуемого (заданного) его значения, оператор производит перемещение ручки управления в соответствующую сторону на величину ε. Величину ε оператор определяет на основании своего опыта.

При этом рули высоты отклоняются на определенный угол δ_φ, появляется управляющая сила, под действием которой самолет

повернется таким образом, чтобы угол φ принял требуемое значение, что будет зафиксировано оператором по показаниям стрелочного прибора.

Так выглядит ручная система регулирования угла тангажа. Систему можно сделать полуавтоматической, если, например, оператор будет вводить в какое-либо устройство текущее значение угла φ, а все остальные операции будут выполняться автоматически.

Попытаемся полностью автоматизировать процесс регулирования. Для этого необходимо проанализировать функции оператора в этом процессе.

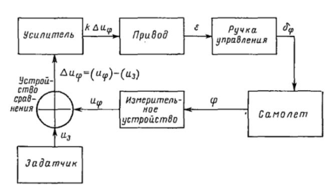


Рис. 2. 1. Автоматическая система регулирования угла тангажа

Из описания процесса ручного регулирования видно, что оператор считывает показания стрелочного прибора, производит операцию вычитания действительного (текущего) значения угла φ из требуемого (заданного) значения $\varphi_з$ и осуществляет перемещение ручки управления в зависимости от величины и знака наблюдаемого отклонения.

В простейшем случае перемещение ручки пропорционально отклонению, т. е.

$$\Delta\varepsilon = k\Delta\varphi, \qquad (2.1)$$

где Δφ — нежелательное отклонение текущего значения угла тангажа φ от заданного значения $\varphi_з$.

Через k обозначен коэффициент пропорциональности, который показывает, сколько сантиметров (или градусов) перемещения ручки управления приходится на каждый градус отклонения угла Δφ. Этот коэффициент имеет размерность см/град (или град/град).

Реализацию зависимости (2. 1) можно осуществить и по другому, в соответствии с рис. 2. 1, если изъять стрелочный прибор

и заставить ручку управления перемещаться под действием напряжения Δu_{φ} при помощи приводного устройства.

Однако измерительное устройство дает обычно довольно слабый электрический сигнал и его мощности недостаточно для питания даже маломощного приводного устройства. Сигнал можно сделать более мощным, если использовать усилительное устройство.

Необходимо также автоматизировать вычислительные функции оператора по определению величины нежелательного отклонения угла тангажа от его заданного значения.

Эту операцию может выполнить устройство сравнения, на один из входов которого поступает напряжение u_{φ}, пропорциональное углу тангажа, а на другой — напряжение $u_з$, пропорциональное заданному значению угла тангажа. Напряжение $u_з$ поступает от задающего устройства, называемого задатчиком. Иными словами, устройство сравнения осуществляет операцию вычитания по модулю

$$\Delta u_{\varphi} = |u_{\varphi}| - |u_з|.$$

Показанные на рис. 2. 1 устройства автоматически реализуют заданную зависимость (2. 1), которая называется *законом регулирования по отклонению* или *пропорциональным законом регулирования.*

Из приведенного примера видно, что для полной автоматизации процесса регулирования необходимо вместо разомкнутой системы создать замкнутую систему, реализующую заданный закон регулирования автоматически, без участия оператора.

В замкнутой системе выходное воздействие (питание привода $k\Delta u_{\varphi}$) непосредственно зависит от значения входной величины φ. Эта связь от выхода системы к ее входу называется *обратной связью*. При наличии обратной связи в системе автоматического регулирования осуществляется самоконтроль. Здесь измерительное устройство не просто регистрирует значение ргулируемой величины, а является чувствительным элементом, реагирующим на отклонение регулируемой величины от заданного значения.

Разность напряжений $\Delta u = u_{\varphi} - u_з$ или физических величин $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_з$ называется *рассогласованием*. Рассогласование пропорционально отклонению текущего значения угла φ от требуемого значения.

Из рассмотрения принципа действия системы автоматического регулирования видно, что величина рассогласования является движущим сигналом для системы, работающей на уничтожение рассогласования. При этом совершенно не имеют значения причины, вызвавшие появление рассогласования.

В ряде случаев необходимо не просто поддерживать постоянное значение угла, а изменять его во времени по любому желаемому закону. В этом случае на выходе задатчика будет не

постоянное во времени значение $u_з$, изменяющееся, например так, как показано на рис. 1. 3.

Изменение угла φ по заданной программе (закону) называется *программным регулированием*. В этом случае система автоматического регулирования работает в следящем режиме, т. е. система «следит» за задаваемым на входе значением $\varphi_з$.

Задание переменного во времени значения регулируемой величины можно осуществить при помощи специального программного устройства, устанавливаемого вместо задатчика.

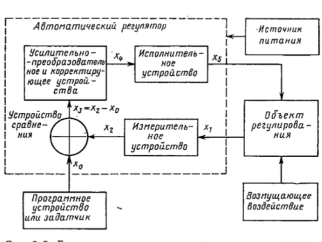


Рис. 2. 2. Блок-схема системы автоматического регулирования

Изображение системы автоматического регулирования, приведенное на рис. 2. 2, называется *блок-схемой* или *структурной схемой* системы автоматического регулирования. Для создания реальной системы необходимо в соответствии с блок-схемой разработать принципиальную схему системы, а затем создать конструкцию.

Принцип действия системы автоматического регулирования, рассмотренной выше, остается неизменным и для автоматического регулирования любых других физических величин в любой отрасли техники.

При этом может меняться принцип действия отдельных устройств, входящих в состав системы, а также сам объект.

§ 2. 2. ОБЩИЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Для того чтобы иметь возможность в дальнейшем говорить языком, одинаковым для всех систем автоматического регулирования, введем некоторые общие определения. Эти определения

будут справедливы для систем автоматического регулирования любой природы (см. рис. 2.2).

Устройство или агрегат, в котором происходит процесс, подлежащий регулированию, называется объектом регулирования (самолет, ракета и т. д.).

Величина x_1, которая принадлежит объекту и которую необходимо регулировать (поддерживать постоянной или изменять по заданной программе), называется *регулируемой величиной* (угол, температура, давление и т. д.).

Автоматически действующее устройство, предназначенное для выполнения задачи регулирования, называется *автоматическим регулятором* или просто регулятором (автопилот, автомат стабилизации и т. п.).

Величина x_5, оказывающая влияние на поведение регулируемой величины, называется *регулирующим воздействием* (угол поворота руля).

Устройство, при помощи которого осуществляется изменение режима работы объекта, называется *регулирующим органом* (рули). Регулирующий орган является частью объекта регулирования.

Таким образом, автоматический регулятор и объект регулирования образуют *систему автоматического регулирования.*

Устройства, входящие в состав системы автоматического регулирования, называются звеньями системы автоматического регулирования. Опишем кратко задачи, решаемые каждым звеном.

Измерительные или чувствительные элементы регулятора предназначены для преобразования регулируемой величины в сигналы, удобные для дальнейшего использования в процессе регулирования. Как правило, значение регулируемой величины преобразуется в электрический сигнал. Эту функцию выполняют датчики.

Устройства *сравнения* предназначены для измерения отклонения регулируемой величины от заданного значения. Это простейшие вычислительные устройства.

Задающее (программное) устройство вырабатывает сигнал, пропорциональный заданному (программному) значению регулируемой величины. В качестве задающих (программных) устройств используются обычно электронные или электромеханические устройства, в частности, вычислительные устройства, называемые программирующими.

Усилительные устройства предназначены для усиления электрических сигналов по току, напряжению и мощности. Чаще всего применяются (для целей управления летательными аппаратами) электронные и магнитные усилители.

Исполнительные устройства осуществляют механическое перемещение регулирующего органа. В качестве исполнительных устройств используются двигатели, рулевые машины и т. п.

Преобразующие устройства, не выполняя функций измерения или усиления сигнала, преобразуют одну физическую величину в другую, например, постоянный ток в переменный. К преобразующим устройствам относятся модуляторы, демодуляторы, умформеры.

Корректирующие устройства позволяют улучшить работу системы автоматического регулирования, т. е. улучшить качество регулирования и устойчивость системы. С их помощью можно получить скорость и ускорение изменения регулируемой величины, введение которых в закон регулирования улучшает работу системы.

Перечисленные устройства будут рассмотрены в последующих главах.

Процесс регулирования характеризуется передачей воздействий от одного звена к другому по замкнутому контуру. Величины $x_1 ... x_5$, участвующие в процессе регулирования, зависят друг от друга и влияют друг на друга. Чтобы определить работу одного звена, необходимо знать состояние всех остальных звеньев в данный момент времени, так как выходная величина одного звена является входной величиной другого.

Воздействия звеньев системы автоматического регулирования друг на друга называются *внутренними воздействиями.*

Кроме внутренних воздействий, на работу системы влияют *внешние воздействия*. Одним из таких воздействий является значение заданной величины, поступающее от задатчика или от программного устройства. Считают, что воздействие имеет место, когда величина x_0 изменяется либо при работе программного устройства, либо при ручной перенастройке системы.

Если же система была заранее настроена и в рассматриваемый промежуток времени величина x_0 остается неизменной, то считают, что в данном месте системы внешнее воздействие отсутствует.

Колебания напряжения сети, от которой получает энергию регулятор, представляют собой внешние возмущающие воздействия. И, наконец, основными внешними возмущающими воздействиями являются возмущающие воздействия на объект регулирования. Для летательных аппаратов такими возмущениями могут быть порывы ветра, воздушные ямы, отделение ступеней ракеты и т. п.

Правильно спроектированная система успешно справляется с различного рода возмущениями.

Таким образом, *системой автоматического регулирования называется такая автоматически (без участия оператора) действующая система, которая в течение длительного промежутка времени поддерживает требуемое неизменное значение некоторой физической величины в каком-либо процессе (при наличии возмущений) или же изменяет это значение по заранее заданной программе.*

Если система автоматического регулирования работает в режиме поддержания постоянного (в частности, нулевого) значения регулируемой величины, то ее называют *системой стабилизации* (отсюда название — автомат стабилизации).

Другим классом автоматических систем являются *следящие системы*.

Следящей системой называется такая автоматическая система, которая воспроизводит на выходе заданную ей на входе величину, представляющую собой определенную функцию времени. Следящая система может воспроизвести угол поворота, скорость вращения, форму детали и т. д.

Следящая система радиолокатора сопровождения цели стремится свести к нулю рассогласование $\beta = \alpha_0 - \alpha_1$ поворотом антенны на соответствующий угол таким образом, чтобы луч радиолокатора и цель находились на одной прямой. Здесь α_0 — изменяющийся угол положения цели, α_1 — текущий угол положения оси луча радиолокатора.

Рис. 2. 3. Блок-схема канала рыскания

1—измерительное устройство; *2*—усилитель; *3*—исполнительное устройство; *4*—рули

Таким образом, отличие следящей системы от общей схемы системы автоматического регулирования состоит только в том, что вместо постоянного или программного задания регулируемой величины здесь может иметь место произвольное заранее неизвестное изменение входной величины.

Обычно известны лишь общие данные о характере и скорости изменения входной величины (например, технические данные самолета).

По принципу следящих систем строятся системы ориентации.

Рассмотренный выше материал наглядно показывает, что системы автоматического управления включают в себя регулирование, стабилизацию, слежение и ориентацию, т. е. это более общий термин. В последующих главах будет показано, что системы управления выполняют и другие функции.

В качестве еще одного примера рассмотрим систему автоматического управления движением ракеты, блок-схема которой приведена на рис. 2. 3.

Автомат стабилизации имеет три канала управления: канал управления по тангажу, канал управления по крену и канал управления по рысканию.

На рис. 2.3 изображена блок-схема канала управления по рысканию. Величина и знак угла рыскания, появившегося за счет действия возмущений, измеряются устройством *1*. Далее сигнал, пропорциональный углу рыскания ψ, усиливается усилителем *2* и поступает на исполнительное устройство *3*, поворачивающее регулирующие органы *4* на определенный угол δ (угол поворота руля). Под действием управляющей силы, обусловленной поворотом рулей, ракета возвратится к заданному положению, т. е. продольная ось совместится с плоскостью стрельбы.

Аналогично работают два других канала управления.

Канал управления по тангажу работает в режиме стабилизации, если необходимо поддерживать угол неизменным. Этот же канал управления работает в режиме программного регулирования при развороте ракеты по программе.

Наконец, при наличии поискового устройства для наведения ракеты на цель данный канал управления работает в следящем режиме.

§ 2.3. ПЕРЕХОДНОЙ И УСТАНОВИВШИЙСЯ РЕЖИМЫ РАБОТЫ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

Рассмотрев общие принципы работы систем автоматического регулирования и дав общие определения, проанализируем поведение регулируемой величины во времени.

Процесс регулирования удобно представить в виде графика, называемого *кривой процесса регулирования*. Кривая процесса регулирования показывает качество работы автоматического регулятора как при наличии возмущающих воздействий, так и при отсутствии.

При проектировании систем регулирования обычно накладываются определенные ограничения на возможные отклонения регулируемой величины от заданного значения. Например, текущее значение регулируемой величины не должно отклоняться более чем на 3—5% от заданного (рис. 2.4). При программном регулировании текущее значение регулируемой величины должно лежать вблизи программной кривой (см. рис. 2.4).

Рассмотрим более подробно кривую процесса регулирования, приведенную на рис. 2.5 и характерную для любой устойчивой системы автоматического регулирования при осуществлении регулирования по отклонению.

Для наглядности проанализируем работу системы регулирования угла тангажа.

Пусть оказалось, что в момент времени t_0 угол тангажа имеет значение φ_{min}. В общем случае момент t_0 может быть моментом включения системы регулирования в работу. Из рис. 2.5 видно, что в момент времени t_0 рассогласование максимально. В соответствии с величиной рассогласования рули высоты отклонятся

таким образом, чтобы ракета начала возвращаться в заданное положение. Этот поворот будет происходить с определенной скоростью. В момент времени t_1, когда угол φ станет равным углу $\varphi_з$, ракета не сможет мгновенно остановиться и будет продолжать двигаться по инерции, что приведет к появлению рассогласования противоположного знака. Рули повернутся в другую сторону и ракета уже с другой стороны начнет приближаться к заданному положению, которое тоже будет пройдено в момент t_2.

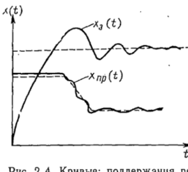


Рис. 2.4. Кривые: поддержания регулируемой величины на заданном уровне $x_з(t)$ и программного регулирования $x_{пр}(t)$

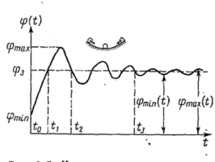


Рис. 2.5. Кривая процесса регулирования и ее механический аналог

Таким образом, ракета будет совершать колебания относительно заданного значения. При хорошем качестве регулятора и при прочих благоприятных условиях амплитуда этих колебаний постепенно будет уменьшаться и в момент t_3 примет некоторое постоянное значение.

Величина установившихся колебаний характеризует точность работы системы автоматического регулирования. Точность работы можно определить как

$$\frac{\varphi_{max}(t) - \varphi_{min}(t)}{2}.$$

Промежуток времени от момента t_0 до момента t_3 называется *временем работы системы автоматического регулирования в переходном режиме* или *переходным процессом*. Длительность переходного процесса, называемого также временем регулирования $T_{рег}$, определяется структурой системы автоматического регулирования и является одним из основных показателей качества регулирования.

Иногда пользуются аналогичным показателем — *количеством колебаний* в переходном процессе, называемым *колебательностью* системы автоматического регулирования.

Другим важным показателем качества регулирования является величина *перерегулирования* σ, определяемая как

$$\sigma = \frac{\varphi_{max} - \varphi_з}{\varphi_{max}} \cdot 100\%,$$

где $\varphi_з$ — заданное значение угла.

Переходные процессы обычно возникают при включении системы автоматического регулирования, при перенастройке системы на другое значение регулируемой величины и при возникновении возмущающих воздействий.

Начиная с момента времени $t_з$ система регулирования работает в установившемся режиме, который может быть нарушен при перенастройке системы и при действии возмущений.

§ 2. 4. УСТОЙЧИВОСТЬ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

В теории автоматического регулирования особое место отводится вопросам устойчивости. Любая система автоматического регулирования должна работать устойчиво, т. е. она должна воз-

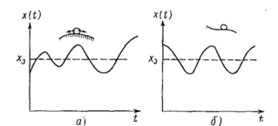


Рис. 2. 6. Кривые процесса регулирования и их механические аналоги:
а—неустойчивой системы; *б*—системы, находящейся на границе устойчивости

вращаться в исходное равновесное состояние после прекращения действия возмущений, которые вывели систему из этого состояния.

Сущность устойчивости может быть легко проиллюстрирована на примере механической системы, приведенной на рис. 2. 5 и 2. 6.

Металлический шарик, установленный на вогнутой поверхности, представляет собой устойчивую систему (см. рис. 2. 5), так как будучи выведенным из состояния равновесия, возвращается в исходное состояние после прекращения действия возмущения.

Шарик, установленный на выпуклой поверхности (см. рис. 2. 6,*а*), является неустойчивой системой, так как после действия возмущения он не возвращается в исходное положение.

Наконец, система, приведенная на рис. 2. 6,*б*, находится на границе устойчивости.

Кривая процесса регулирования (см. рис. 2. 5), характеризует работу устойчивой системы автоматического регулирования.

На рис. 2. 6,*а* приведена кривая процесса для неустойчивой системы, а на рис. 2. 6,*б* — кривая процесса для системы автоматического регулирования, находящейся на границе устойчивости. Правильно спроектированная система автоматического регулирования всегда устойчива.

§ 2. 5. ВВЕДЕНИЕ ПРОИЗВОДНОЙ В ЗАКОН РЕГУЛИРОВАНИЯ

В рассмотренных выше примерах регулирование осуществлялось измерением текущего значения регулируемой величины и вычислением рассогласования. Какие-либо другие величины в процессе регулирования не участвовали. Покажем на примере, что такое регулирование не всегда отвечает требованиям, предъявляемым к качеству регулирования.

Для этого вернемся к более детальному анализу процесса регулирования угла тангажа (см. рис. 2. 1).

Пусть в результате действия возмущений ракета отклонилась от заданного положения (момент t_0 на рис. 2. 7) на угол φ_1. При регулировании по отклонению рули ракеты повернутся на угол δ, пропорциональный отклонению ракеты по углу тангажа, и создадут управляющий момент, поворачивающий ракету в сторону уменьшения угла φ_1.

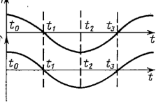


Рис. 2. 7. Кривые регулирования по отклонению

С уменьшением угла φ_1 будет уменьшаться и угол отклонения рулей δ.

Когда угол φ_1 будет равен нулю (момент времени t_1), ракета будет продолжать поворачиваться по инерции. В результате появления рассогласования противоположного знака и рули повернутся в противоположную сторону. Управляющий момент противоположного знака будет притормаживать движение ракеты и в момент времени t_2, когда ее скорость будет равна нулю, поворот прекратится.

Таким образом, в момент времени t_2 положение ракеты и ее управляющих органов будет аналогично положению в начальный момент времени t_0. После этого начнется движение ракеты к заданному положению с другой стороны, т. е. весь процесс будет повторяться.

Следовательно, при реализации закона регулирования по отклонению система будет работать на границе устойчивости. Если процесс и будет затухать, то довольно медленно. Время регулирования может оказаться очень большим.

Для уменьшения времени регулирования необходимо, чтобы ракета к моменту подхода к заданному положению имела скорость поворота, равную или близкую к нулю.

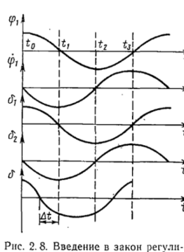


Рис. 2. 8. Введение в закон регулирования производной

Такого положения можно добиться, если рули начнут заранее (с опережением) поворачиваться в противоположную сторону, т. е. угол поворота рулей должен изменить знак на противоположный прежде, чем ракета по инерции пройдет заданное положение. В этом случае торможение ракеты начнется заранее.

Но для этого необходимо создать дополнительный управляющий сигнал, опережающий по времени (по фазе) сигнал рассогласования. Тогда рули начнут поворачиваться в противоположную сторону раньше, чем величина рассогласования изменит свой знак.

Дополнительный управляющий сигнал можно получить, если в закон регулирования по отклонению ввести скорость изменения регулируемой величины во времени (рис. 2.8).

Из рис. 2.8 видно, что угол поворота рулей δ_1, пропорциональный углу рассогласования, будет

$$\delta_1 = k_1 \varphi_1.$$

Угол поворота рулей, пропорциональный угловой скорости рассогласования, определится как

$$\delta_2 = k_2 \frac{d\varphi_1}{dt} = k_2 \dot{\varphi}_1.$$

Результирующий угол поворота рулей равен

$$\delta = \delta_1 + \delta_2 = k_1 \varphi_1 + k_2 \dot{\varphi}_1.$$

Таким образом, если управляющий сигнал равен сумме сигналов, пропорциональных углу рассогласования φ_1 и угловой скорости рассогласования $\dot{\varphi}_1$, то результирующий угол поворота

рулей будет иметь по отношению к углу φ_1 опережающий сдвиг по фазе ΔT.

Итак, введение в закон регулирования производной от регулируемой величины улучшает качество регулирования, в частности, уменьшается время регулирования, величина перерегулирования, улучшается устойчивость.

Примерный вид кривой переходного процесса при введении в закон регулирования производной приведен на рис. 2. 4.

Чтобы улучшить показатели качества регулирования в закон регулирования вводят сигнал, пропорциональный ускорению изменения регулируемой величины. В этом случае угол поворота рулей будет

$$\delta = k_1\varphi + k_2\dot{\varphi} + k_3\ddot{\varphi}. \qquad (2.2)$$

Аналогичные зависимости имеют место для каналов рыскания и крена.

Коэффициент k_1 называется *статическим коэффициентом* системы регулирования по углу тангажа. Он показывает на сколько градусов повернутся рули от нулевого положения при постоянно действующем рассогласовании в один градус. Например, если при $\varphi_1 = 1°$ рули поворачиваются на угол $\delta = 2°$, то $k_1 = 2$.

Коэффициенты k_2 и k_3 являются *динамическими коэффициентами*, так как они отражают поведение системы в динамике, т. е. характеризуют влияние скорости и ускорения изменения угла тангажа на отклонение рулей. Если коэффициент $k_2 = 2$, это значит, что при $\dot{\varphi} = 0{,}1$ град/с рули отклоняются на 0,2°.

Уравнение (2. 2), описывающее функциональную зависимость между углом отклонения руля и величиной управляемого угла, называется *уравнением управления*.

Для расчета параметров, характеризующих движение ракеты, необходимо знать дифференциальные уравнения движения ракеты, уравнения управления и начальные условия движения.

ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

§ 3. 1. РЕЛЕ

Реле предназначены для управления электрическими цепями при воздействии на реле управляющих сигналов. Они являются промежуточным звеном между управляемой и управляющей цепями.

К основным параметрам, характеризующим работу любого реле, относятся: мощность срабатывания $P_{ср}$, мощность управления $P_{у}$, коэффициент управления $k_{у}$ и время срабатывания реле $t_{ср}$.

Мощность срабатывания — электрическая мощность, подводимая ко входу реле от управляющей цепи и необходимая для его срабатывания.

Мощность управления — мощность управляемой (выходной) цепи.

Коэффициент управления представляет собой отношение мощности управления к мощности срабатывания. Обычно этот коэффициент значительно больше единицы, поэтому реле является своеобразным усилителем.

Время срабатывания — промежуток времени между моментом подачи управляющего сигнала и моментом воздействия на управляемую цепь.

В системах автоматического управления наибольшее распространение получили электромагнитные нейтральные реле постоянного тока, электромагнитные поляризованные реле и электронные реле.

1. Электромагнитное нейтральное реле постоянного тока

На рис. 3. 1 приведена схема и основные узлы электромагнитного нейтрального реле постоянного тока.

Конструктивно реле состоит из следующих основных элементов: электромагнитной катушки (обмотки) *1*, содержащей опре-

деленное количество витков медной проволоки, сердечника *2*, ярма (магнитопровода) *3*, возвратной пружины *4*, якоря *5*, оси вращения якоря *6*, пары контактов *7*, штифта отлипания *8*. Между якорем и сердечником имеется воздушный зазор δ высотой 0,5—0,8 мм.

Сердечник, ярмо, якорь реле выполняются из магнитомягких материалов.

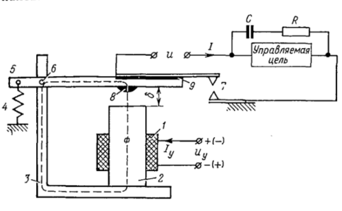


Рис. 3. 1. Электромагнитное нейтральное реле постоянного тока

При подключении к обмотке реле управляющего сигнала $u_у$ через нее начинает протекать ток $I_у$. Намагничивающая сила обмотки создает магнитный поток Ф, который, замыкаясь по магнитной цепи реле, развивает в воздушном зазоре δ электромагнитное усилие. Под действием этого усилия якорь притягивается к сердечнику (реле срабатывает), преодолевая силу сопротивления возвратной пружины и пружин контактов.

Контакты реле при этом осуществляют включение или отключение (коммутацию) управляемой цепи.

При отключении источника входного сигнала якорь возвращается в исходное положение под действием возвратной пружины (реле отпускает).

В соответствии с рис. 3. 1 мощность срабатывания определится как

$$P_{ср}=u_у I_у.$$

Для нейтральных реле $P_{ср}=0{,}1\div5$ Вт.

Мощность управления будет

$$P_у=uI.$$

Мощность управления может достигать десятков киловатт.

Сила притягивания якоря

$$F=k\,\frac{(I_у w)^2 S}{\delta^2},$$

где w — число витков обмотки реле;
S — площадь поперечного сечения сердечника;
δ — воздушный зазор;
k — постоянный коэффициент, учитывающий размерности.

Последняя формула показывает, что величина электромагнитной силы не зависит от полярности входного сигнала. Отсюда название реле — нейтральное.

2. Временная характеристика работы реле

Временная характеристика иллюстрирует работу реле во времени.

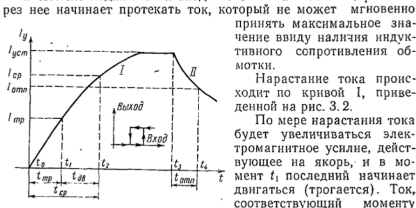


Рис. 3. 2. Временная и выходная характеристики реле

В момент подключения входного сигнала к обмотке реле через нее начинает протекать ток, который не может мгновенно принять максимальное значение ввиду наличия индуктивного сопротивления обмотки.

Нарастание тока происходит по кривой I, приведенной на рис. 3.2.

По мере нарастания тока будет увеличиваться электромагнитное усилие, действующее на якорь, и в момент t_1 последний начинает двигаться (трогается). Ток, соответствующий моменту времени t_1, называется *током трогания* $I_{тр}$, а отрезок времени t_0t_1 — *временем трогания*. В момент времени t_2 якорь соприкасается с сердечником. Соответствующий моменту времени t_2 ток называется *током срабатывания*, а промежуток времени t_1t_2 — *временем движения*. Отрезок времени t_0t_2 называется *временем срабатывания реле*, т. е.

$$t_{ср} = t_{тр} + t_{дв}.$$

Для того чтобы контакты реле не вибрировали во время тряски, необходимо еще некоторое увеличение тока до установившегося значения $I_{уст}$.

При отключении источника входного сигнала (момент времени t_3) якорь сразу не отойдет от сердечника, так как накопленная в электромагнитной катушке энергия не может исчезнуть мгновенно. Поэтому ток будет убывать в соответствии с кривой II. Якорь отойдет от сердечника только в момент времени t_4.

Отрезок времени t_3t_4 называется *временем отпускания реле* $t_{отп}$, а ток, соответствующий моменту t_4, — *током отпускания*.

Штифт отлипания высотой порядка 0,1 мм изготовляется из немагнитного материала и предназначен для ослабления действия остаточного магнетизма, что способствует уменьшению времени отпускания.

Значения времени срабатывания и времени отпускания находятся в прямой пропорциональной зависимости от постоянной времени обмотки реле

$$\tau = \frac{L}{R},$$

где L — индуктивность обмотки реле;
R — активное сопротивление обмотки.

Взаимосвязь между величиной тока срабатывания, установившимся током и током отпускания характеризуется коэффициентом запаса $K_з$ и коэффициентом возврата $K_в$ реле, которые соответственно равны

$$K_з = \frac{I_{уст}}{I_{ср}} = (1{,}2 \div 3); \quad K_в = \frac{I_{отп}}{I_{ср}} = (0{,}1 \div 0{,}9).$$

Физические основы работы реле и анализ временной характеристики позволяют представить вид выходной характеристики (см. рис. 3. 2).

3. Электромагнитное поляризованное реле

У поляризованных реле направление перемещения якоря зависит от полярности входного сигнала.

Конструктивно поляризованное реле, схема которого приведена на рис. 3. 3, состоит из двух обмоток *1* и *2*, соединенных последовательно и согласованно, магнитопровода *3*, постоянного магнита *4*, якоря *5*, контактов *6* и пружин *7*.

При отсутствии входного управляющего сигнала $u_у$ по магнитной цепи реле замыкается магнитный поток Φ_0, создаваемый постоянным магнитом. При этом поток Φ_0 разветвляется на две равные части $\Phi_0/2$, как приведено на рис. 3. 3. Следовательно, результирующее электромагнитное усилие, действующее на якорь, равно нулю и якорь находится в нейтральном положении. Однако это положение неустойчиво, так как при малейшем смещении якоря (например, при вибрациях) равенство сил нарушится и якорь замкнется с левым или правым контактом. Чтобы избежать этого, применяют пружины *7*.

При подключении источника входного сигнала указанной на рисунке полярности по катушкам потечет ток и возникнут магнитные потоки $\Phi_{к1}$ и $\Phi_{к2}$, равные по величине и направленные в одну и ту же сторону.

Из рис. 3.3 видно, что слева от линии симметрии результирующий поток будет больше, чем справа. Приняв направление потока по часовой стрелке за положительное, имеем

$$\Phi_{л} = -\frac{\Phi_0}{2} - \Phi_{к_2}; \quad \Phi_{п} = \frac{\Phi_0}{2} - \Phi_{к_1}.$$

Следовательно, на якорь будет действовать слева от линии симметрии бóльшая сила и он замкнется с левым контактом.

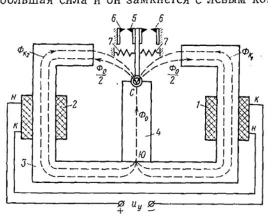


Рис. 3.3. Поляризованное реле

Если полярность управляющего входного сигнала изменится на обратную, то изменят свое направление и потоки $\Phi_{к1}$ и $\Phi_{к2}$, т. е.

$$\Phi_{л} = -\frac{\Phi_0}{2} + \Phi_{к_2}; \quad \Phi_{п} = \frac{\Phi_0}{2} + \Phi_{к_1}.$$

В этом случае якорь замкнется с правым контактом.

Таким образом, поляризованные реле могут быть использованы там, где необходимо в зависимости от полярности входного сигнала включать различные управляемые цепи или изменять их режим работы (например, изменять направление вращения вала двигателя).

Поляризованные реле благодаря постоянному подмагничиванию имеют высокую чувствительность и малое время срабатывания ($t_{ср} = 3 \div 15$ мс, $P_{ср} = 0{,}01 \div 1$ Вт.).

Временная характеристика работы поляризованного реле аналогична рассмотренной выше.

4. Электронное реле

Электронные реле могут быть выполнены полностью на электронных лампах и полупроводниковых триодах, а также могут быть комбинированными. В последнем случае в качестве нагруз-

ки лампы или полупроводникового триода, выполняющих функции усилителя, используется электромагнитное реле. На рис. 3.4 приведена схема электронного реле.

Достоинством электронных реле является весьма низкое значение мощности срабатывания (до 10^{-12} Вт).

При отсутствии входного сигнала $u_у$ через обмотку реле и лампу течет анодный *ток покоя* I_0, величина которого определяется величиной напряжения смещения на сетке. Ток покоя должен быть меньше тока срабатывания реле, т. е. $I_0 < I_{ср}$.

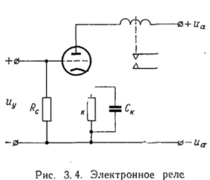


Рис. 3.4. Электронное реле

Если подать на вход реле управляющий сигнал указанной на рисунке полярности, то отрицательное напряжение на сетке уменьшится, анодный ток увеличится и станет больше тока срабатывания. Реле сработает и его контакты включат или выключат управляемую цепь.

Недостатком описанного реле является потеря мощности при протекании тока I_0. Однако полностью «запирать» лампу напряжением смещения нецелесообразно, так как при этом уменьшается чувствительность реле. Поскольку увеличить чувствительность и одновременно уменьшить непроизводительные потери мощности нельзя, то в каждом конкретном случае использования реле находят компромиссное решение.

Отметим, что постоянная времени срабатывания рассмотренного реле меньше, чем электромагнитного

$$\tau = \frac{L}{R + R_i},$$

где R_i — внутреннее сопротивление лампы.

Следовательно, время срабатывания такого реле уменьшается.

5. Реле времени

Иногда в системах управления требуется обеспечить выдержку времени между моментом подачи входного сигнала и моментом срабатывания реле. В таких случаях используются электронные реле, дающие выдержку времени от миллисекунд до десятков секунд. Одна из схем таких реле, задерживающая срабатывание на десятые доли секунды, приведена на рис. 3.5.

При замкнутом ключе К конденсатор C_c заряжен до отрицательного напряжения u_c, запирающего лампу. При размыкании ключа (момент воздействия входного сигнала) отрицательное напряжение на сетке лампы уменьшается постепенно, по мере разряда конденсатора на резистор R_c.

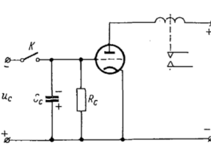


Рис. 3.5. Реле времени

Время разряда конденсатора определяется постоянной времени цепи R_cC_c

$$\tau = R_cC_c.$$

С уменьшением отрицательного напряжения на сетке анодный ток лампы будет возрастать и с течением времени достигнет значения тока срабатывания. Электромагнитное реле, включенное в анодную цепь лампы, сработает.

При замыкании ключа конденсатор быстро заряжается, лампа запирается и реле возвращается в исходное состояние.

Аналогично можно построить схему для замедления отпускания реле.

6. Контакты реле

Электрическим контактом называется соприкосновение между собой двух электрических проводников. Это элемент реле, служащий для замыкания или размыкания электрической цепи.

По конструктивному оформлению контакты реле могут быть *точечными, линейными и плоскостными* (рис. 3.6).

Точечные контакты могут работать в маломощных цепях (ток до 2А), линейные — в цепях средней мощности (ток до 20 А) и плоскостные — в цепях большой мощности, значение тока в которых может превышать 100 А.

Независимо от чистоты обработки контактирующие поверхности соприкасаются лишь в отдельных точках, а это увеличивает сопротивление контактного соединения по сравнению с сопротивлением сплошного проводника такой же формы и размеров. Это дополнительное сопротивление контактов называется переходным.

Таким образом, общее сопротивление контактов можно представить как

$$R_к = R_м + R_п,$$

где $R_м$ — сопротивление материала контактов;
$R_п$ — переходное сопротивление.

Улучшение чистоты обработки поверхностей контактов и увеличение прижимного усилия снижают величину переходного сопротивления.

Рабочий ток управляемой цепи, проходя по контактам, вызывает их нагрев, что способствует окислению контактов и, следовательно, увеличению переходного сопротивления. Поэтому необходимо, чтобы максимальная мощность длительного замыкания контактов

$$P_{\text{д max}} = I^2_{\text{к max}} R_{\text{к}}$$

не превышала допустимую мощность для данного типа контактов, т. е. должно выполняться условие

$$P_{\text{д max}} \leqslant P_{\text{д.доп}}.$$

Управляемые цепи обычно содержат элементы (катушки индуктивности и конденсаторы), способные накапливать энергию

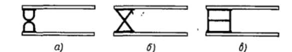


Рис. 3.6. Контакты реле:
а—точечные; *б*—линейные; *в*—плоскостные

в процессе работы (при замкнутых контактах реле). Поэтому при отключении управляемой цепи между размыкающимися контактами сможет возникнуть электрическая дуга, разрушающая контакты (сильный нагрев). При этом контакты интенсивно окисляются, что способствует увеличению переходного сопротивления.

Мощность, выделяемая на контактах при возникновении электрической дуги, называется *разрывной мощностью*. Обычно величина максимальной допустимой разрывной мощности для разных типов контактов определяется экспериментально.

Для уменьшения электрической дуги применяются различные искрогасящие цепи, одна из которых приведена на рис. 3. 1.

Параллельно управляемой цепи подключена цепочка, состоящая из сопротивления R и конденсатора C. При размыкании контактов 7 энергия, запасенная в управляемой цепи (в том числе энергия конденсатора C), расходуется при протекании тока по контуру управляемая цепь — сопротивление R — конденсатор C.

Для предотвращения окисления контактов их поверхность покрывают пленкой из благородных металлов. Это увеличивает надежность работы реле, что особенно важно при их использовании в системах управления летательными аппаратами.

В заключение отметим, что реле может иметь несколько групп нормально-замкнутых и нормально-разомкнутых контактов.

Под словом «нормально» понимается состояние контактов при отсутствии управляющего входного напряжения.

§ 3. 2. ДАТЧИКИ

Датчиком называется устройство, предназначенное для преобразования неэлектрической величины (температуры, перемещения и т. п.) *в электрическую величину* (напряжение, сопротивление и т. д.).

Следовательно, датчик может быть использован для измерения неэлектрической величины, характеризующей какой-либо физический процесс.

Любой датчик должен отвечать ряду эксплуатационных требований. К датчикам, используемым в системах управления летательными аппаратами, предъявляются такие основные требования как *высокая надежность, достаточная чувствительность и точность измерения, минимально возможная масса и габариты, линейность выходной характеристики, незначительная потребляемая мощность, устойчивость к вибрации, перегрузкам и изменениям температуры окружающей среды, малая инерционность.*

Датчики можно классифицировать либо по величинам, которые они могут измерять, либо по величинам, получающимся на их выходах. С точки зрения величин, которые должны измеряться датчиками, их можно разделить на датчики давления, уровня, расхода жидкости и газа, температуры, скорости вращения, механического перемещения и др. Классифицировать датчики с точки зрения измеряемой ими величины менее целесообразно, так как вряд ли можно охватить все многообразие измеряемых в настоящее время величин.

По характеру электрических величин, получаемых на выходе, датчики можно разделить на *параметрические* и *генераторные*.

К *параметрическим* датчикам относятся такие датчики, у которых изменение измеряемой величины вызывает соответствующее изменение параметра электрической цепи, питаемой внешним источником. Работают параметрические датчики совместно со специальными измерительными схемами (например, мостовыми), на выходе которых напряжение или ток зависят от измеряемой величины. К параметрическим относятся датчики, работа которых основана на изменении сопротивления, индуктивности или емкости электрических цепей. Это контактные, потенциометрические, индуктивные, емкостные, угольные, тензометрические датчики, термометры сопротивления и др.

К *генераторным* относятся датчики, являющиеся источниками электрической энергии, причем появляющаяся на выходе энергия пропорциональна измеряемой величине. Обычно измеряемая ве-

личина преобразуется в самом датчике в напряжение или ток. Это термопары, пьезоэлектрические, фотоэлектрические датчики, тахогенераторы и ряд других датчиков.

1. *Потенциометрические датчики*

Потенциометрические датчики применяются для измерения линейных и угловых перемещений и могут работать на переменном и постоянном токе. В ряде случаев выходной сигнал не требует последующего усиления.

Конструктивно потенциометрический датчик представляет собой переменное сопротивление, движок (щетка) которого механически связан с чувствительным элементом измерительного устройства (например, с мембраной), и его можно перемещать по виткам проволоки, намотанным на каркас определенной формы. Для изготовления каркаса используют токонепроводящие материалы (керамику, пластмассу, гетинакс и т. п.).

Проволока, используемая для обмоток точных потенциометров, обычно изготовляется из сплавов на основе благородных металлов. Используются сплавы золота с небольшим содержанием меди, сплавы на основе палладия и др. У таких потенциометров надежный контакт движка с проволокой обмотки достигается при малых контактных усилиях, что особенно важно, когда чувствительный элемент (например, гироскоп) не допускает больших нагрузок. Проволока из нихрома, константана или манганина дешевле, но она подвержена окислению и при ее использовании необходимы значительные контактные усилия.

Для изготовления движков обычно применяют платиноиридиевый сплав, сплав палладия с серебром, сплав серебра с платиной.

Величина сопротивления датчика определяется формулой

$$R=\varrho\frac{lw}{S},$$

где ϱ — удельное сопротивление проволоки;
l — длина одного витка;
S — площадь поперечного сечения проволоки;
w — число витков.

Переменное сопротивление может быть включено в электрическую цепь как реостат или как делитель напряжения (рис. 3.7). Выходные характеристики схем, приведенных на рис. 3.7,*а* и *б*, выражаются соответственно зависимостями

$$I_н=f(x) \text{ и } u_н=f(x),$$

где $I_н$ — ток, протекающий через сопротивление нагрузки $R_н$;
$u_н$ — напряжение на сопротивлении нагрузки;
x — линейное или угловое перемещение движка.

Обычно зависимость $I_н = f(x)$ трудно сделать линейной, поэтому схема реостата в качестве датчика применяется реже.

Наиболее широкое распространение получила схема включения переменного сопротивления делителем напряжения. В этом

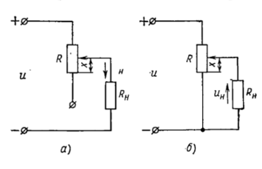


Рис. 3. 7. Схемы включения переменного сопротивления в электрическую цепь:
а—схема реостата; *б*—схема делителя напряжения

случае выходная характеристика линейна, если сопротивление нагрузки в несколько раз больше сопротивления делителя.

Выходная характеристика потенциометрического датчика, приведенная на рис. 3.8, имеет вид ступенчатой линии, так как перемещение движка в пределах одного витка не вызывает изменения выходного напряжения. Другими словами, напряжение на нагрузке изменяется не плавно, а скачкообразно.

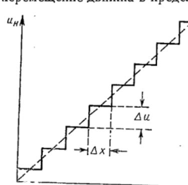


Рис. 3. 8. Выходная характеристика потенциометрического датчика

Величина скачка напряжения Δu определяет зону нечувствительности, т. е. погрешность датчика.

Если принять в качестве идеальной выходной характеристики прямую, проходящую через середины ступенек, то зона нечувствительности в единицах напряжения составляет

$$\Delta u = \pm \frac{u_н}{2w}$$

или в относительных единицах

$$\varepsilon = \frac{\Delta u}{u_н} = \pm \frac{1}{2w}.$$

Следовательно, если задана величина зоны нечувствительности (минимальное значение линейного или углового перемещения,

которое чувствует датчик), то количество витков проволоки определится неравенством

$$w \geqslant \frac{1}{2\varepsilon}.$$

В системах автоматического регулирования необходимо, чтобы определенному направлению перемещения движка от среднего положения соответствовало выходное напряжение определенного знака. Для этого используется датчик со средней точкой, схема которого приведена на рис. 3.9. Средняя точка может быть соединена с общей точкой электрической схемы.

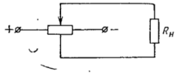


Рис. 3.9. Потенциометрический датчик со средней точкой

При перемещении движка влево или вправо от средней точки знак выходного напряжения изменяется.

Выходная характеристика датчика со средней точкой также имеет вид прямой линии, проходящей через I и III квадранты.

Основным недостатком потенциометрических датчиков является наличие скользящего контакта, что отрицательно сказывается на надежности.

2. Тензодатчики

Тензодатчик (проволочный датчик) предназначен для измерения деформаций и усилий и представляет собой тонкую (20—60 мкм) проволочку, сложенную в виде решетки и обклеенную с двух сторон бумагой (рис. 3.10).

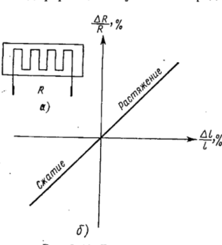


Рис. 3.10. Тензодатчик:
а—принципиальная схема; *б*—выходная характеристика

Тензодатчик наклеивается на поверхность детали, деформацию которой необходимо измерить. Проволока при измерении работает только на растяжение или сжатие. Электрическое сопротивление проволоки при деформации изменяется, так как вследствие изменения структуры металла изменяется удельное сопротивление. Кроме того, изменяются размеры проволоки (площадь поперечного сечения и длина).

Основной характеристикой тензодатчика является его *чувствительность*. Под чувствительностью S понимают отношение величины относительного изменения сопротивления тензодатчика к величине его относительного удлинения, т. е.

$$S=\frac{\Delta R/R}{\Delta l/l}=(2\div 4).$$

Чувствительность тензодатчика — величина постоянная, поэтому выходная характеристика линейна (см. рис. 3. 10).

Тензодатчики изготовляются из константана, нихрома и из сплава элинвар. Величина их сопротивления лежит в пределах от 100 до 1000 Ом. К достоинствам тензодатчиков относятся их простота, дешевизна, малые масса и габариты, безынерционность.

Основными недостатками является малая величина относительного изменения сопротивления (не более 1%), что требует применения измерительных схем высокой чувствительности, и большая температурная погрешность.

Для компенсации температурной погрешности используют два одинаковых датчика, размещенных в месте измерения: один наклеивают на деформируемую деталь, а другой — на деталь, не подвергающуюся деформации, и включают их в качестве двух смежных плеч моста. В этом случае приращения сопротивлений датчиков за счет температуры одинаковы в обоих плечах моста и компенсируют друг друга.

Если деталь не деформируется, то мост сбалансирован и через измерительный прибор, включенный в диагональ моста, ток не протекает. При наличии деформации сопротивление соответствующего датчика изменяется, мост разбалансируется и по показанию измерительного прибора можно определить величину деформации.

3. Термометры сопротивления

Термометры сопротивления используются для измерения температур в диапазоне от —50 до +800° С.

Принцип действия металлических термометров основан на свойстве проводников изменять свое сопротивление при изменении температуры.

Зависимость сопротивления проводника от температуры имеет вид

$$R=c\,e^{\alpha T},$$

где c — постоянный коэффициент;
α — температурный коэффициент сопротивления;
$T=273+t°$ С — абсолютная температура в К.

Для большинства проводников коэффициент α положителен, так как при нагревании их сопротивление увеличивается.

Сопротивление проводника при температуре, принятой за начальную (например, при комнатной), определяется как

$$R_0 = c\,e^{\alpha T_0}. \tag{3.1}$$

При произвольной температуре

$$R_t = c\,e^{\alpha T}. \tag{3.2}$$

Делим равенство (3.2) на равенство (3.1)

$$\frac{R_t}{R_0} = e^{\alpha(t-t_0)}. \tag{3.3}$$

Правую часть выражения (3.3) разложим в ряд и, ограничиваясь первыми двумя членами ряда, что вполне удовлетворяет требованиям по точности, получим

$$R_t = R_0\,[1 + \alpha\,(t - t_0)].$$

Зная R_0 и α, можно рассчитать значения R_t для различных температур.

Конструкция термометров сопротивления такая же, как и тензодатчиков, но материалом для их изготовления служит медная, никелевая и платиновая проволоки.

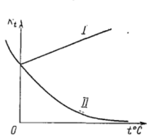
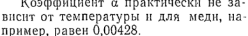


Рис. 3.11. Зависимость сопротивления R_t от температуры


Коэффициент α практически не зависит от температуры и для меди, например, равен 0,00428.

В последнее время для измерения температур используются также полупроводниковые сопротивления (термисторы).

При повышении температуры количество свободных электронов в полупроводниковых материалах увеличивается, что приводит к повышению электропроводности. Следовательно, температурный коэффициент сопротивления термисторов отрицателен. Он в десятки раз больше, чем у металлов, и зависит от температуры термистора.

На рис. 3.11 показан характер зависимости сопротивления от температуры для медного термометра (прямая I) и термистора (кривая II).

Погрешности термодатчиков определяются в основном самонагревом, возникающим при протекании тока, и тепловой инерционностью.

4. Датчики давления

При помощи датчиков давления можно преобразовать один вид энергии в другой, удобный в каждом конкретном случае.

Большинство датчиков давления построено на принципе преобразования величины давления в механическое перемещение или усилие.

Воспринимающими органами (чувствительными элементами) таких датчиков служат мембраны, сильфоны, пружины, имеющие поверхность, чувствительную к действию давления.

Как пример рассмотрим угольный датчик, используемый обычно для измерения больших давлений и представляющий собой столбик, набранный из графитовых дисков. Берется 10—15 дисков диаметром 5—10 мм и толщиной 1—2 мм.

На концах столбика имеются контактные диски и упорные приспособления, которые воспринимают измеряемое давление.

Сопротивление R такого столбика

$$R=R_{д}+R_{п},$$

где $R_{д}$ — собственное сопротивление графитовых дисков;

$R_{п}$ — переходное контактное сопротивление соприкасающихся поверхностей.

Если графитовый столбик подвергнуть сжатию, то неровности, имеющиеся на поверхностях дисков, сминаются, площадь соприкосновения увеличивается и переходное сопротивление уменьшается. Следовательно, будет уменьшаться и общее сопротивление.

Зависимость сопротивления датчика от приложенного давления выражается формулой

$$R=\frac{1}{kp}+R_{д},$$

где k — постоянный коэффициент;

p — величина давления.

Для измерения сравнительно низких давлений можно использовать датчики, преобразующие давление в перемещение и далее в электрический сигнал.

Из-за малых перемещений поверхностей, воспринимающих давление, преобразование в электрический сигнал осуществляется элементами, построенными на основе тензометрических и индуктивных датчиков.

Обычно такой датчик представляет собой тонкостенный стакан, на средней или боковой поверхности которого наклеен тензодатчик. При возникновении давления внутри стакана его боковые стенки, а значит и решетка тензодатчика, деформируются и его сопротивление изменяется.

5. Индуктивные датчики

Индуктивные датчики применяются для измерения малых линейных и угловых перемещений (0,01—50 мм). Их принцип действия основан на свойстве катушки индуктивности изменять свое сопротивление при введении в нее стального сердечника или при изменении зазора между сердечником и катушкой.

Схема индуктивного датчика приведена на рис. 3. 12.

Сердечник имеет неподвижную обмотку *2*, питаемую напряжением переменного тока частотой от 50 до 1000 Гц. Роль входного воздействия играет перемещение x якоря *3*. Выходной величиной является индуктивное сопротивление обмотки

$$X=2\pi fL,$$

где f — частота переменного тока; L — индуктивность обмотки.

При изменении величины X изменяется величина тока I, протекающего по обмотке и, следовательно, изменяется показание стрелочного прибора.

Индуктивность катушки

$$L=\frac{w\Phi}{I}\cdot 10^{-8},$$

где Φ — магнитный поток; w — число витков, L — индуктивность катушки в Гн.

Если δ величина зазора, а $S_{м}$ — площадь сечения сердечника, то магнитный поток

$$\Phi=\frac{0,4\pi Iw}{R_{м}}=\frac{0,4\pi Iw}{R_{ж}+2\delta/S_{м}},$$

где $R_{м}$ — магнитное сопротивление цепи, состоящее из сопротивления стального сердечника $R_{ж}$ и сопротивления двух зазоров $2\delta/S_{м}$.

Подставив значение потока Φ в выражение для индуктивности L, получим

$$L=\frac{0,4\pi w^2\cdot 10^{-8}}{R_{ж}+2\delta/S_{м}}.$$

Ток в катушке будет

$$I=\frac{u}{Z}=\frac{u}{\sqrt{R^2+(\omega L)^2}},$$

где R — активное сопротивление обмотки.

Таким образом, при постоянных конструктивных параметрах ток зависит от зазора δ, частоты ω и сопротивления R. Обычно

$$R_{ж}\ll 2\delta/S_{м} \text{ и } R\ll\omega L.$$

Идеальная *1* и реальная *2* характеристики индуктивного датчика приведены на рис. 3. 13. Отличие характеристик объясняется наличием остаточного тока при $\delta=0$, так как при этом $R_{м}\neq\neq 0$ и ток стремится к установившемуся значению $I=\frac{u}{R}$ при больших зазорах, когда $R\approx\omega L$.

К недостаткам рассмотренного датчика относятся необходимость начального зазора δ_0 для измерения перемещения якоря в

обоих направлениях, что требует наличия тока I_0, нелинейность характеристики, относительно низкая чувствительность. От этих недостатков в значительной степени свободны другие конструкции индуктивных датчиков, которые мы здесь не рассматриваем. Кроме того, точность индуктивных датчиков зависит от колебаний частоты питающего напряжения.

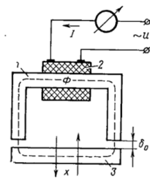
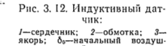


Рис. 3. 12. Индуктивный датчик:


1—сердечник; 2—обмотка; 3—якорь; δ_0—начальный воздушный зазор

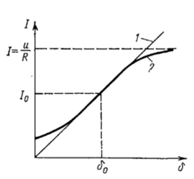


Рис. 3. 13. Характеристика индуктивного датчика

К достоинствам индуктивных датчиков можно отнести высокую надежность, простоту. В ряде случаев их можно использовать без усилителей. Индуктивные датчики находят применение в гироскопических приборах.

6. Емкостные датчики

Емкостные датчики используются для измерения малых перемещений (десятые доли микрометра), вибраций, размеров деталей, частоты, уровня горючего в баках и т. п. Эти датчики представляют собой конденсатор, емкость которого изменяется при изменении измеряемой величины.

Известно, что емкость конденсатора

$$C=\varepsilon S/\delta,$$

где ε — диэлектрическая проницаемость среды между пластинами;
S — площадь пластин;
δ — расстояние между пластинами.

В соответствии с этим существует три типа емкостных датчиков: *с изменяющейся диэлектрической проницаемостью* среды между пластинами, с *изменяющейся площадью пластин* (аналогичный тому, который используется в радиоприемниках для на-

стройки на нужную станцию) и с *изменяющимся расстоянием между пластинами.*

В качестве примера рассмотрим емкостный датчик (рис. 3.14), предназначенный для измерения уровня жидкости. Принцип действия его основан на изменении диэлектрической проницаемости среды и, как конечный результат, на изменении емкостного сопротивления датчика. Датчик представляет собой коаксиальный конденсатор. Для каждого значения уровня жидкости емкость датчика может быть определена как емкость двух параллельно соединенных конденсаторов. Один конденсатор образован частью электродов и диэлектриком — жидкостью, уровень которой измеряется, а второй образован остальной частью электродов и диэлектриком воздухом. Если бы трубка датчика была заполнена воздухом, то

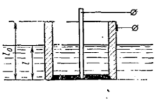


Рис. 3.14. Емкостный датчик уровня жидкости

$$C_0 = al_0\varepsilon_0,$$

где a — конструктивный параметр;

ε_0 — диэлектрическая проницаемость воздуха.

Для части, заполненной жидкостью

$$C_1 = al\varepsilon,$$

где ε — диэлектрическая проницаемость жидкости.

Полная емкость

$$C = al\varepsilon + a(l_0 - l)\,\varepsilon_0.$$

Емкостные датчики отличаются высокой чувствительностью, малыми массой и габаритами.

К недостаткам емкостных датчиков следует отнести необходимость усиления снимаемого сигнала, подверженность влиянию электрических полей, что снижает точность, необходимость иметь источник питания высокой частоты.

7. Пьезоэлектрические датчики

Различают прямой и обратный пьезоэлектрический эффекты.

Прямой пьезоэлектрический эффект характеризуется появлением электрических зарядов на поверхности некоторых диэлектриков при действии на них механических напряжений или при деформации. При снятии напряжений электрические заряды исчезают.

Обратный пьезоэффект заключается в том, что в пьезоэлектриках, помещенных в электрическое поле, возникают деформации.

Обратным пьезоэлектрическим эффектом обладают кристаллы кварца, турмалина, титаната бария и др.

Пьезоэлектрические датчики позволяют измерить быстроизменяющиеся силы и давления.

Конструктивно пьезоэлектрический датчик представляет собой вырезанные соответствующим образом пластинки кристалла, закрепленные между электродами (рис. 3.15). Под действием давления, оказываемого на датчик, на поверхностях пластинок появляются электрические заряды, пропорциональные приложенному усилию F, т. е.

$$q = d \cdot F,$$

где d — пьезоэлектрическая постоянная (для кварца $d = 2{,}1 \cdot 10^{-12}$ к/Н $= 2{,}1 \cdot 10^{-11}$ К/кг).

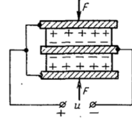


Рис. 3.15. Пьезоэлектрический датчик

Возникающие заряды очень малы, порядка миллионных долей Кулона. Поэтому датчик представляет собой несколько соединенных последовательно пластинок, образующих параллельную электрическую цепь.

В качестве примера можно привести использование пьезодатчиков на искусственных спутниках Земли для исследования метеорных частиц. Пьезодатчик позволяет регистрировать как число ударов частиц о поверхность спутника, так и их энергию. Пьезодатчики используются также при испытаниях двигателей внутреннего сгорания. Пьезоэлектрический эффект может быть использован для создания пьезоэлектрических акселерометров.

Однако пьезодатчики непригодны для измерения медленно изменяющихся и постоянных давлений, так как заряды быстро утекают с кристалла через изоляцию.

8. Тахогенератор постоянного тока

Тахогенераторы предназначены для преобразования энергии вращения вала в электрическое напряжение. Такое преобразование необходимо, когда требуется получить сигнал обратной связи, пропорциональный скорости вращения органа управления, т. е. первой производной от угла поворота руля. Для этого вал органа управления присоединяется к валу тахогенератора.

Величина выходного напряжения тахогенератора

$$u_т = k\omega = k\frac{d\delta}{dt},$$

где ω — угловая скорость вращения вала;
k — коэффициент пропорциональности;
δ — угол поворота руля,

пропорциональна угловой скорости вращения вала, а его полярность определяется направлением вращения.

Тахогенератор является электрической машиной, устройство которой аналогично устройству обычного коллекторного генератора постоянного тока.

При вращении вала тахогнератора в обмотке якоря наводится э. д. с. E. Протекающий по цепи якоря ток вызывает падение напряжения в этой цепи, поэтому выходное напряжение определяется соотношением

$$u_т = E - I_я R_я,$$

где $I_я$ — ток в цепи якоря;
$R_я$ — сопротивление обмотки якоря.

Величина $I_я R_я$ является ошибкой тахогенератора.

Вместо обмотки возбуждения для создания магнитного потока могут быть использованы постоянные магниты, достоинством которых является отсутствие источника питания.

Однако с течением времени постоянные магниты размагничиваются, что приводит к изменению характеристик тахогенераторов.

§ 3. 3. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Исполнительные устройства воздействуют на регулируемый процесс. Применительно к системам управления летательными аппаратами нас будут интересовать устройства, предназначенные для поворота рулей.

Для приводов рулей управляемых снарядов и ракет могут быть использованы электрические, электрогидравлические, гидравлические и пневматические рулевые машины, а также электромагниты.

Электрическая рулевая машина представляет собой электрический двигатель, соединенный через шестеренчатый редуктор с органом управления. Чаще используются двигатели постоянного тока, так как они позволяют получать переменные скорости вращения, создают сравнительно большой крутящий момент и легче переносят большие нагрузки, возникающие при управлении ракетами. Однако электрические рулевые машины имеют низкое быстродействие, так как не могут мгновенно развивать большие угловые скорости, что обусловлено необходимостью преодолеть большие силы инерции. Кроме того, при большой требуемой мощности для поворота рулей (более 100 Вт) масса электрических рулевых машин оказывается чрезмерно большой. Поэтому они могут применяться в тех случаях, когда не требуется высокая маневренность ракеты.

Так как для приведения в движение рулей ракеты требуется большая скорость реакции на входные сигналы и значительные усилия, то необходимы исполнительные устройства, имеющие высокое быстродействие и значительную полезную мощность на валу. Этим требованиям удовлетворяют *гидравлические* и *пнев-*

матические рулевые машины. Целиком гидравлическая система также непрактична, так как для ее работы необходимы гидравлические датчики от гироскопических и других чувствительных приборов, что увеличивает ошибки гироскопических и других устройств. Устранение этих дополнительных ошибок требует дополнительного оборудования. Гидравлические рулевые машины не имеют сложных механических устройств для передачи усилий — их время реакции из-за отсутствия промежуточных звеньев и вследствие малой сжимаемости жидкости весьма малое.

Для работы *пневматических рулевых машин* используется энергия сжатого воздуха, находящегося на борту ракеты в специальных баллонах. Масса пневматических рулевых машин (без учета массы баллонов) обычно меньше массы гидравлических рулевых машин, хотя габариты могут быть больше. Эти машины отличаются большой надежностью, быстродействием и значительным крутящим моментом при сравнительно низкой стоимости. В силу ограниченного запаса воздуха такие машины могут работать непродолжительное время. Поэтому они чаще применяются в беспилотных летательных аппаратах, время действия которых невелико.

На современных ракетах применяют комбинирование гидравлических и пневматических устройств с электрическими.

Примером могут служить электрогидравлические рулевые машины, получившие широкое распространение. Требующаяся для управления их работой мощность значительно меньше мощности электрических рулевых машин. При этом полезная мощность может составлять несколько киловатт. Их быстродействие близко к быстродействию гидравлических рулевых машин. Поэтому они используются в системах управления баллистическими ракетами, где требуется высокое быстродействие и имеют место большие нагрузочные моменты.

Привод с электромагнитами благодаря малым массе и габаритам используется для управления виброрулями. Однако управлять ракетой в этом случае сложнее.

В настоящее время ведется разработка исполнительных устройств, входными сигналами которых являются цифровые данные, получаемые от бортовых цифровых вычислительных машин. В качестве таких устройств могут быть использованы шаговые электродвигатели.

Ниже рассматриваются некоторые часто употребляемые исполнительные устройства.

1. Электрогидравлическая рулевая машина

Рассмотрим принцип действия электрогидравлической рулевой машины, схема которой приведена на рис. 3. 16.

При отсутствии рассогласования по углу руль ракеты неподвижен, так как управляющий сигнал $u_у=0$. При появлении рассогласования вырабатывается управляющий сигнал $u_у$, который поступает на поляризованные реле *1*. Реле срабатывает и его подвижная часть поворачивает в ту или иную сторону коромысло *2* и связанный с ним золотниковый распределитель *3*. При повороте распределителя один из поршеньков *4* или *5* перекрывает отверстие для слива масла, подаваемого шестеренчатым насосом *6* из картера по маслопроводам *7* в цилиндр *8*.

При этом давление в одной полости цилиндра возрастает и поршень *9* перемещается в соответствующем направлении. Это перемещение поршня через кривошипно-шатунный механизм *10* передается на вал руля *11*. Закрепленный на валу руль *12* поворачивается на необходимый угол δ. При повороте руля перемещается и движок потенциометра *13*, предназначенного для получения сигнала обратной связи $u_{о.с}=k\delta$, пропорционального углу отклонения руля.

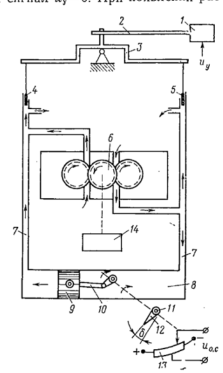


Рис. 3.16. Схема электрогидравлической рулевой машины:

1—поляризованное реле; *2*—коромысло; *3*—золотниковый распределитель; *4, 5*—поршеньки; *6*—шестеренчатый насос; *7*—маслопроводы; *8*—цилиндр; *9*—поршень; *10*—кривошипно-шатунный механизм; *11*—вал руля; *12*—руль; *13*—потенциометр обратной связи; *14*—двигатель

Шестеренчатый насос приводится во вращение двигателем *14*. Каждая такая машина приводит в движение только один руль.

2. Пневматическая рулевая машина

Схема простейшего привода руля с пневматической рулевой машиной приведена на рис. 3.17.

Машина состоит из металлического цилиндра *1*, внутри которого перемещается поршень *2*, связанный с рулем *8*. Входная часть рулевой машины состоит из пневмореле *3* с мембраной *4*, жестко связанной с золотником *5*. Рулевая машина охвачена жесткой обратной связью, элементами которой являются пружина *6* и рычаг *7*.

При отклонении летательного аппарата от заданного направления полета струйная трубка, связанная с чувствительными элементами создает в полостях пневмореле перепад давлений. Под действием возникающей при этом силы P_1 мембрана и вместе с ней золотник переместятся вправо (если давление в левой полости пневмореле больше, чем в правой), открыв доступ сжа-

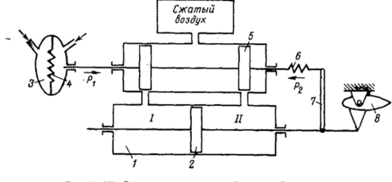


Рис. 3.17. Схема пневматической рулевой машины

тому воздуху в полость II цилиндра пневмодвигателя. В результате этого поршень *2* начнет перемещаться влево, вызывая отклонение руля *8* и сжатие пружины *7*. Под действием силы P_2, возникающий при сжатии пружины, произойдет перемещение золотника вместе с мембраной в обратную сторону. В момент, когда силы P_1 и P_2 уравняются, золотник займет нейтральное положение, и доступ воздуха в полость II прекратится. Так как усилие пружины P_2 пропорционально перемещению поршня (углу отклонения руля), а величина силы P_1 пропорциональна заданной команде (перепаду давления в полостях пневмореле), то очевидно угол отклонения руля пропорционален заданной команде. Аналогично при увеличении давления в правой полости руль будет повернут в противоположную сторону.

ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

§ 4.1. ТРЕХСТЕПЕННОЙ ГИРОСКОП

Для управления летательным аппаратом необходимо иметь информацию о его угловых и линейных координатах.

Пространственное положение ракеты характеризуется углами тангажа, рыскания и крена. Следовательно, в процессе полета ракеты необходимо уметь измерять эти углы. Указанные углы будут измерены, если имеется возможность однозначно определить положение связанной с осями ракеты системы координат относительно системы координат, оси которой сохраняют заданное направление в инерциальном пространстве. Напомним, что *под инерциальным пространством понимается пространство, связанное с неподвижными (для нас) звездами.*

При пилотировании самолета летчик должен иметь прибор, задающий линию горизонта и, следовательно, указывающий положение самолета относительно этой линии.

Аналогичные задачи возникают при управлении кораблями, подводными лодками, при задании стволу танка при его движении постоянного угла относительно линии горизонта.

Для решения перечисленных задач применяются гироскопические приборы.

Работа гироскопических приборов основана на свойстве быстровращающегося волчка (рис. 4. 1) сохранять положение оси AA своего вращения неизменным в пространстве.

При наклоне подставки волчок под действием силы тяжести сползает по ней, сохраняя направление оси вращения неизменным.

Попытка повалить вращающийся волчок толчком не удается, он лишь отскакивает в сторону и продолжает вращаться.

Из рис. 4. 1 видно, что вращение диска волчка происходит в строго горизонтальной плоскости. Следовательно, имеется принципиальная возможность создать искусственную линию горизонта. Однако для этого необходимо осуществить двустороннюю

удерживающую связь между подставкой и волчком. В течение долгого времени такую связь осуществить не удавалось. Лишь во второй половине XIX века известный физик Фуко осуществил подвес волчка при помощи двух кардановых колец (рамок). Такой подвес обеспечил постоянство точки опоры O относительно подставки (рис. 4.2).

Волчок в кардановом подвесе представляет собой массивный ротор Р, вращающийся на подшипниках с большой скоростью относительно оси AA (первая степень свободы) во внутренней рамке ВР. Внутренняя рамка при помощи опор закреплена в наружной рамке НР и совместно с ротором может вращаться вокруг оси BB (вторая степень свободы). Наружная рамка при помощи опор крепится в корпусе К прибора. Следовательно, ротор и обе рамки могут вращаться вокруг оси CC относительно корпуса (третья степень свободы).

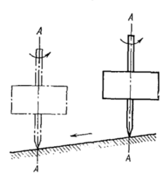


Рис. 4. 1. Волчок

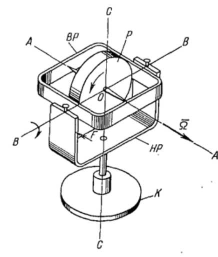


Рис. 4. 2. Волчок в кардановом подвесе:
Р—ротор; ВР—внутренняя рамка; НР—наружная рамка; К—корпус прибора

Таким образом, волчок с рамками, называемый гироскопом, имеет три степени свободы. Такой гироскоп называют *трехстепенным*.

Ось AA вращения ротора является *главной осью гироскопа*.

Угловую скорость вращения ротора будем в дальнейшем называть собственной угловой скоростью вращения Ω и изображать в виде вектора, расположенного на оси AA (см. рис. 4. 2). При этом вектор $\overline{\Omega}$ будем направлять в ту сторону от центра вращения O, откуда вращение ротора представляется происходящим против хода часовой стрелки.

Невращающийся гироскоп ведет себя как обычное твердое тело.

Вращающийся с большой скоростью гироскоп оказывает сопротивление попыткам изменить его положение в пространстве. Если к наружной рамке приложить силу F (см. рис. 4.2), которая повернет гироскоп вокруг оси CC, то можно увидеть, что BP начнет поворачиваться вокруг оси BB так, как показано на рисунке стрелкой.

Главная ось гироскопа изменяет свое положение относительно линии горизонта Земли (рис. 4.3).

Установив ротор на экваторе так, чтобы его ось была параллельна линии горизонта и наблюдая за земным шаром и гироскопом со стороны Северного полюса N из мирового пространства, обнаружим, что с течением времени вследствие суточного вращения Земли линия горизонта поворачивается в пространстве, занимая положения a_0a_0, a_1a_1 и т. д. Ось же гироскопа сохраняет в пространстве направление неизменным. Следовательно, ось ротора отклонится от линии горизонта, что дает возможность наблюдать вращение Земли вокруг своей оси. Благодаря этому свойству волчок в кардановом подвесе и получил название гироскоп (от греческих слов, гирос — вращение и скопео — наблюдаю).

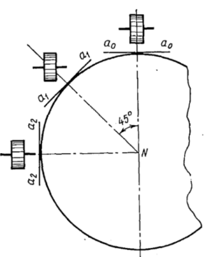


Рис. 4.3. Схема отклонения оси гироскопа от линии горизонта Земли

Эти и другие свойства гироскопа делают его основным элементом автопилотов, автоматов стабилизации и других устройств стабилизации.

Поведение гироскопа подчинено основным законам механики, а его теория является частной задачей общей теории движения тела с одной неподвижной точкой.

Ниже будет дана элементарная теория, объясняющая некоторые свойства гироскопа.

§ 4.2. ПОВОРОТНОЕ УСКОРЕНИЕ

Для понимания физической сущности свойств гироскопа рассмотрим сложное движение точки К, принадлежащей телу Т (рис. 4.4).

Пусть тело Т вращается вокруг оси OO с переносной угловой скоростью ω. Ось OO перпендикулярна плоскости рисунка. Точ-

ка К перемещается по поверхности тела без ускорения с относительной скоростью V. Все перемещения точки К будем рассматривать в течение достаточно короткого промежутка времени.

Перемещение точки К из положения A_0 в положение B за время Δt произошло в результате сложного движения, обусловленного переносной и относительной скоростями. Когда точка К

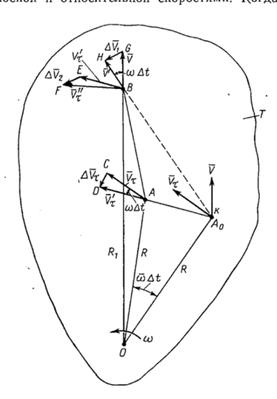


Рис. 4. 4. Сложное движение материальной точки

находилась в положении A_0, то, участвуя в переносном движении, она имела тангенциальную скорость $V_\tau = \omega R$. В положении A тангенциальная скорость точки К численно не изменилась и попрежнему $V'_\tau = \omega\, R$, но вектор скорости $\overline{V}'_\tau$ повернут относительно положения вектора $\overline{V}_\tau$ на угол $\omega\Delta t$. Рассмотрев полученную на рис. 4.4 векторную диаграмму тангенциальных скоростей, можно заметить, что $\overline{V}'_\tau = \overline{V}_\tau + \Delta\overline{V}_\tau$. Если отнести величину ΔV_τ изменения скорости движения ко времени Δt, в течение которого это изменение произошло, то можно найти величину ускорения,

с которым происходит переносное движение точки К. Это ускорение называется центростремительным, так как при $\Delta t \to 0$ вектор $\Delta \overline{V}_\tau$ направлен вдоль радиуса R к центру O. Величина этого ускорения определяется как

$$W_ц = \frac{\Delta V_\tau}{\Delta t}. \qquad (4.1)$$

Из равнобедренного треугольника ACD имеем

$$\Delta V_\tau = 2\omega R \sin \frac{\omega \Delta t}{2}.$$

Учитывая, что угол $\omega \Delta t$ мал, полагаем

$$\sin \frac{\omega \Delta t}{2} \approx \frac{\omega \Delta t}{2},$$

и тогда

$$\Delta V_\tau = \omega R \Delta t.$$

Подставляя значение $\Delta V_в$ в выражение (4. 1), получим

$$W_ц = \omega^2 R.$$

Для сообщения точке К ускорения $W_ц$ на нее необходимо воздействовать внешним усилием. В данном случае это усилие совпадает по направлению с радиусом R и действует на точку К со стороны аналогичных точек, расположенных вдоль радиуса. В свою очередь точка К будет действовать на эти точки с силой, равной по величине внешнему усилию и обратной ему по направлению.

Силы, создаваемые массой движущегося тела и действующие навстречу внешним силам, называются инерционными силами.

В результате вращения тела со скоростью ω будет возникать центробежная сила.

В относительном движении точка К переместилась из положения A в положение B. Перенесем вектор $\overline{V}$ параллельно самому себе из положения A_0 в положение B. Вследствие переносного вращения вектор скорости $\overline{V}$ за время Δt повернется на угол $\omega \Delta t$ и займет положение $\overline{V}'$.

В результате относительного перемещения за тот же отрезок времени Δt вектор переносной тангенциальной скорости $\overline{V}'_\tau$ займет положение $\overline{V}''_\tau$. Его численное значение будет $V''_\tau = \omega R_1$.

Таким образом, относительная скорость V дополнительно изменилась на величину ΔV_1 в результате переносного поворота вектора $\overline{V}$ с угловой скоростью ω. За это же время тангенциальная переносная скорость изменилась на величину ΔV_2 вследствие изменения величины и направления этой скорости, вызванного относительным перемещением

$$AB = V \Delta t.$$

Из равнобедренного треугольника BGH имеем

$$\Delta \overline{V}_1 = 2\overline{V} \sin \frac{\omega \Delta t}{2} \approx \overline{V} \omega \Delta t. \quad (4.2)$$

Треугольники OAB и BEF подобны.

Действительно, $OB = R_1$, $OA = R$, $BF = \omega R$, $BE = \omega R$, откуда

$$\frac{R_1}{R} = \frac{\omega R_1}{\omega R}.$$

Так как $OA \perp BE$ и $OB \perp BF$, то углы AOB и EBF равны и можно записать

$$\frac{FE}{AB} = \frac{BE}{OA}.$$

Откуда

$$FE = \Delta \overline{V}_2 = \overline{V} \omega \Delta t. \quad (4.3)$$

Так как $\Delta \overline{V}_2 \perp \overline{V}$ и $\Delta \overline{V}_1 \perp \overline{V}$, то результирующая дополнительная скорость равна сумме $\Delta V_2 + \Delta V_1$.

Разделив значение дополнительной скорости на величину времени Δt, получим величину поворотного (кориолисова) ускорения

$$W_п = \frac{\Delta V_1 + \Delta V_2}{\Delta t} = 2V\omega. \quad (4.4)$$

Следовательно, при сложном движении точка К, кроме центростремительного ускорения, приобретает дополнительное ускорение $W_п$.

Переносную (вынужденную) скорость ω будем представлять в виде вектора. Условимся вектор этой скорости направлять по оси, вокруг которой происходит переносное вращение, в ту сторону, откуда вращение было бы видно происходящим против хода часовой стрелки. На рис. 4. 4 вектор скорости ω расположен на оси OO и направлен на нас.

Вектор поворотного ускорения перпендикулярен плоскости векторов ω и $\overline{V}$ и должен быть направлен так, чтобы с его конца поворот вектора ω к вектору $\overline{V}$ по кратчайшему пути был виден происходящим против часовой стрелки.

Если вектор скорости $\overline{V}$ составляет с осью OO угол α (рис. 4. 5), то поворотное ускорение будет определяться проекцией вектора скорости $\overline{V}$ на плоскость, перпендикулярную оси OO.

Из рис. 4. 5 имеем

$$\overline{V}_п = \overline{V} \cos(90° - \alpha) = \overline{V} \sin \alpha; \ \overline{V}_r = V \cos \alpha,$$

где $\overline{V}_п$ — переносная скорость;
$\overline{V}_r$ — радиальная скорость.

Подставляя в равенство (4.4) значение $V_п$ вместо V, получим для общего случая

$$W_п=2V\omega\sin\alpha. \qquad (4.5)$$

Составляющая V_r относительной скорости не вызывает поворотного ускорения, так как при переносном вращении V_r не изменяет своего направления.

Итак, поворотное ускорение состоит из двух составляющих: первая составляющая появляется вследствие поворота вектора в результате переносного вращения, а вторая — из-за изменения величины и направления тангенциальной переносной скорости точки К в результате относительного движения.

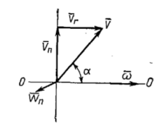


Рис. 4.5. Общий случай определения поворотного ускорения

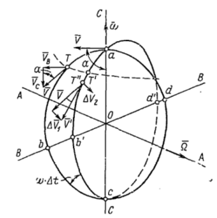


Рис. 4.6. Вращение точки вокруг двух пересекающихся осей

Чтобы точка К, обладающая массой m, перемещалась с поворотным ускорением, необходимо к ней приложить внешнее воздействие. На точку К воздействует тело Т через связи между материальными точками. По величине это воздействие равно $mW_п$, а по направлению совпадает с вектором поворотного ускорения. Точка К действует на тело с такой же силой $mW_п$, вектор которой направлен противоположно вектору $W_п$. Это и есть та сила инерции, которую приходится преодолевать телу Т, чтобы сообщить точке К движение с поворотным ускорением.

Поворотное ускорение сообщается точке К и в том случае, когда она вращается одновременно вокруг двух пересекающихся осей.

На рис. 4.6 показано одновременное вращение точки К вокруг оси AA с собственной угловой скоростью Ω и вокруг оси CC с вынужденной угловой скоростью ω. Точка К будет иметь одновременно относительную линейную $V=\Omega R$ и переносную ω скорости.

Рассмотрим перемещение точки начиная с момента времени, когда она находилась в положении T на окружности $abcd$ и имела линейную скорость $\bar{V}$. Эту скорость можно разложить на

две составляющие: составляющая $\overline{V}_C=\overline{V}\cos\alpha$ параллельна оси CC и определяет величину центростремительного ускорения, составляющая $\overline{V}_B=\overline{V}\sin\alpha$ характеризует поворотное ускорение.

Через малый промежуток времени Δt точка К займет положение T'' в плоскости $ab'cd'$, совершив поворот вокруг оси CC на угол $\omega\Delta t$ из положения T в положение T' и, переместившись при этом по дуге окружности радиуса R на угол $\Omega\Delta t$, из положения T' в положение T''. В положении T'' точка имеет линейную скорость V'. Следовательно, скорость V изменилась на величину ΔV_1. Из равнобедренного треугольника $T''\overline{V}\overline{V}'$ легко получить выражение (4.2). Кроме того, в положении T'' точка К будет иметь линейную скорость ΔV_2. При малом угле $\Omega\Delta t$ дугу $T'T''$ окружности $ab'cd'$ можно считать прямой. Тогда $T'T''\approx V\Delta t$ и $\Delta V_2=$ $=\omega V\Delta t$, т. е. имеем равенство (4.3). Относя сумму $\Delta V_1+\Delta V_2$ ко времени Δt и помня, что поворотное ускорение характеризуется только составляющей $\overline{V}_B$, нетрудно получить выражение (4.5).

Так как при вращении точки К вокруг оси AA угол α будет непрерывно изменяться, то поворотное ускорение в соответствии с выражением (4.5) в точке a достигнет максимума

$$W_{\text{п max}}=2V\omega\sin\frac{\pi}{2}=2V\omega,$$

в точке c — минимума

$$W_{\text{п min}}=2V\omega\sin\frac{3}{2}\pi=-2V\omega.$$

В точках b и d оно равно нулю.

Диаграмма изменения поворотного ускорения в зависимости от значения угла α приведена на рис. 4.7.

Для того чтобы убедиться в необходимости воздействия внешнего усилия на материальную точку для сообщения ей движения с поворотным ускорением, можно проделать опыт (рис. 4.8).

Пусть имеются два шкива, соединенные между собой ремнем и установленные на вращающемся столе. Пока стол неподвижен, а шкивы вращаются со скоростью Ω ветви ремня будут двигаться в плоскости шкивов с относительной скоростью V. Если же заставить стол вращаться вокруг оси CC со скоростью ω, то материальные частицы, составляющие тело ремня, стремясь по инерции сохранить неизменной первоначальную плоскость вращения, заставят ветви ремня отклониться от этой плоскости в противоположных направлениях, вытягиваясь в горизонтальной плоскости. Однако силы упругости ремня будут стремиться вернуть его ветви в плоскость шкивов. Следовательно, через эти силы упругости массе ремня и будет передаваться внешнее усилие, обеспечивающее ее движение с поворотным ускорением.

Точно такая же картина будет наблюдаться, если сместить плоскости вращения шкивов относительно оси CC. Это свидетельствует о том, что прогиб ветвей ремня вызван не центростреми-

тельными силами инерции, которые заставили бы ветви ремня отклониться в одном направлении.

Таким образом, при сообщении телу движения с поворотным ускорением возникает сопротивление сил инерции массы.

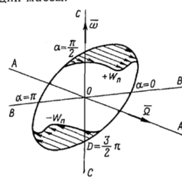


Рис. 4.7. Диаграмма изменения поворотного ускорения

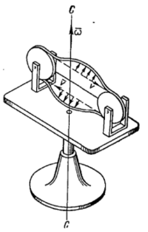


Рис. 4.8. Изгиб ремня при появлении поворотного ускорения

§ 4.3. МОМЕНТ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ

Рассмотрим поведение ротора гироскопа, вращающегося на подшипниках вокруг оси AA со скоростью Ω и со скоростью ω вокруг оси CC (рис. 4.9), на примере произвольно выбранной точки k_i в теле ротора. Предположим, что ротор представляет собой диск, толщина которого значительно меньше радиуса. В этом случае положение любой точки ротора может быть определено ее расстоянием r_i от оси AA и l_i от оси BB.

В предыдущем параграфе было установлено, что для сообщения материальной частице движения с ускорением $W_п$ к ней необходимо приложить внешнюю силу. Внешняя сила испытывает противодействие со стороны частицы вследствие

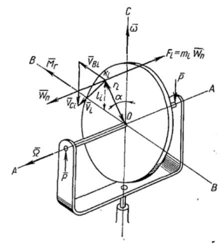


Рис. 4.9. Схема определения момента гироскопической реакции

инертности ее массы. Сила противодействия F_i по величине равна $m_i W_п$ и направлена противоположно вектору ускорения $\overline{W}_п$. Эта сила действует относительно оси BB на плече l_i, создавая момент

$$M_{гi} = l_i F_i = l_i m_i W_п,$$

называемый моментом гироскопической реакции или *гироскопическим моментом*. Со стороны частиц, расположенных дальше от оси вращения AA, будут действовать силы на внутренние частицы. Это воздействие и передается на ось вращения ротора и подшипники, в которых ротор вращается. Следовательно, гироскопический момент поворачивает ротор вокруг оси BB, создавая дополнительную нагрузку P, действующую на подшипники.

Величина гироскопического момента с учетом равенства (4. 5) определится как

$$M_{гi} = 2 l_i m_i V \omega \sin \alpha.$$

Последнее равенство, если подставить в него $l_i = r_i \sin \alpha$ и $V = \Omega r_i$, принимает вид

$$M_{г\,i} = 2 m_i l_i^2 \Omega \omega.$$

Такой по величине гироскопический момент будет создавать лишь одна материальная точка. Если же общее количество материальных точек, составляющих тело ротора, равно n, то все они взятые вместе, будут создавать суммарный гироскопический момент, равный

$$M_г = 2\Omega\omega (m_1 l_1^2 + m_2 l_2^2 + \ldots + m_n l_n^2).$$

В последнем равенстве величина $2(m_1 l_1^2 + m_2 l_2^2 + \ldots + m_n l_n^2)$ называется *моментом инерции* ротора относительно оси AA. Величина момента инерции зависит от размеров и формы ротора. Обозначив момент инерции буквой J, перепишем последнее равенство в следующем виде:

$$M_г = J \Omega \omega. \qquad (4.6)$$

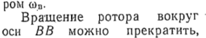
Произведение $J\Omega = H$ называется *кинетическим моментом*. Вектор кинетического момента совпадает по направлению с вектором $\overline{\Omega}$.

Момент $M_г$ удобно представлять в виде вектора. Вектор гироскопического момента перпендикулярен к плоскости векторов $\overline{\Omega}$ и $\overline{\omega}$ и направлен так, чтобы с его конца поворот вектора $\overline{\Omega}$ по кратчайшему пути к вектору $\overline{\omega}$ был виден происходящим против часовой стрелки.

§ 4. 4. ПРЕЦЕССИОННОЕ ДВИЖЕНИЕ ГИРОСКОПА

Рассмотрим движение трехстепенного гироскопа под действием внешних сил (рис. 4. 10).

Вначале лишим гироскоп одной степени свободы, затянув стопорный винт B. При этом наружная рамка не сможет поворачиваться вокруг оси CC относительно корпуса. Сообщим ротору вращение со скоростью Ω и заставим поворачиваться корпус вокруг оси CC со скоростью ω. Так как ротор в силу инертности массы будет стремиться сохранить неизменной плоскость своего вращения, то (см. предыдущий параграф) возникнет гироскопический момент $M_г = J\Omega\omega_в$, где $\omega_в$ — вынужденная угловая скорость. Ротор и внутренняя рамка имеют возможность поворачиваться под действием момента $M_г$ вокруг оси BB. Поворот ротора и внутренней рамки будет происходить с определенной скоростью до тех пор, пока



вектор $\overline{\Omega}$ не совпадет с вектором $\omega_в$.

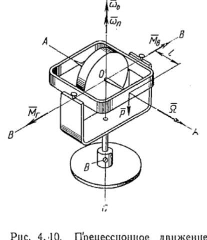


Рис. 4. 10. Прецессионное движение гироскопа

Вращение ротора вокруг оси BB можно прекратить, если создать внешний момент $M_в$, равный по величине, но противоположный по направлению моменту $M_г$. Такой момент можно создать, приложив к оси ротора силу P на плече l.

Вектор внешнего момента $\overline{M}_в$ будем направлять вдоль той оси, относительно которой действует сила P и в ту сторону, *чтобы с конца вектора вращение под действием силы происходило против часовой стрелки.* При этом сопротивление сил инерции ротора будет преодолено и ротор будет вращаться вокруг осей AA и CC, перемещаясь с поворотным ускорением.

Отвернем стопорный винт, дав возможность гироскопу поворачиваться вокруг оси CC относительно корпуса. Ротор по-прежнему вращается вокруг оси AA со скоростью Ω. Рассмотрим движение гироскопа при наличии внешнего момента.

Как только будет создан момент $M_в$, ротор и внутренняя рамка начнут ускоренно вращаться вокруг оси BB. Следовательно, поворачиваясь вокруг осей AA и BB, гироскоп будет вынужден двигаться с поворотным ускорением. Однако масса ротора, стремясь сохранить движение в прежнем направлении, начнет пово-

рачиваться вокруг оси CC, относительно которой внешние силы не создают каких-либо моментов и поэтому не могут преодолеть возникающих сил инерции. Этот поворот ротора, внутренней и наружной рамок будет происходить со скоростью $\omega_п$. Но как только появляется скорость $\omega_п$ сразу же возникает гироскопический момент $M_г = J\Omega\omega_п$, который очень быстро (практически мгновенно) возрастает до величины внешнего момента $M_в = Pl$. Как только величины моментов $M_г$ и $M_в$ уравняются, поворот ротора и внутренней рамки вокруг оси BB прекратится и гироскоп будет поворачиваться вокруг оси CC со скоростью $\omega_п$. Это движение гироскопа называется *прецессионным движением*, а скорость $\omega_п$ — *угловой скоростью прецессии*.

Величину скорости прецессии можно определить из условия равенства моментов $M_г$ и $M_в$

$$J\Omega\omega_п = Pl.$$

Откуда

$$\omega_п = \frac{Pl}{J\Omega} = \frac{M_в}{H}. \tag{4.7}$$

Вектор угловой скорости прецессии $\overline{\omega}_п$ перпендикулярен плоскости векторов $\overline{\Omega}$ и $\overline{M}_в$ и направляется так, чтобы с его конца поворот вектора $\overline{\Omega}$ к вектору $\overline{M}_в$ происходил по кратчайшему пути и против часовой стрелки.

Равенство (4.7) показывает, что при отсутствии внешних моментов, действующих на гироскоп, его ось не будет прецессировать, т. е. она будет сохранять неизменным заданное направление в пространстве. Это свойство гироскопа и используется для задания движущимся в пространстве объектам определенного направления и для измерения отклонений объекта от заданного направления. Действительно, при любых поворотах корпуса трехстепенного гироскопа ось ротора не будет изменять заданного направления в пространстве.

Казалось бы и обычный невращающийся ротор, если его закрепить в кардановом подвесе и исключить влияние внешних моментов, должен в соответствии с законом Ньютона сохранять заданное направление в инерциальном пространстве. Как будет показано ниже, это не так. Кроме того, изготовить реальный гироскоп идеально точно невозможно. Поэтому невозможно полностью исключить влияние внешних моментов, хотя незначительных по величине, но всегда присутствующих из-за неточностей изготовления.

Действительно, обычный невращающийся ротор согласно закону Ньютона для вращательного движения под действием внешнего момента приобретет угловое ускорение

$$\varepsilon = \frac{M_в}{J_м}.$$

При $M_в = \text{const}$ угловая скорость ротора будет равна

$$\omega_м = \int \varepsilon dt = \int \frac{M_в}{J_м} dt = \frac{M_в}{J_м} t,$$

а угол $\delta_м$ поворота определится как

$$\delta_м = \int_0^t \omega_м dt = \int_0^t \frac{M_в}{J_м} t dt = \frac{M_в}{J_м} \frac{t^2}{2},$$

т. е. *угол поворота при действии внешнего момента растет пропорционально квадрату времени.* Если тот же по величине внешний момент приложить к вращающемуся ротору, то возникает не угловое ускорение, а скорость прецессии

$$\omega_п = \frac{M_в}{J\Omega}$$

и угол $\delta_п$ поворота будет

$$\delta_п = \frac{M_в}{J\Omega} t.$$

Этот угол растет пропорционально первой степени t. Кроме того, в знаменателе появилась величина Ω. Следовательно, за один и тот же промежуток времени и при одинаковом значении момента $M_в$ вращающийся ротор повернется на значительно меньший угол, чем невращающийся.

Определим отношение $\delta_м/\delta_п$ для гироскопа, частота вращения ротора которого равна 28000 об/мин за время $t = 10$ с. Для простоты полагаем $J = J_м$.

Тогда

$$\Omega = \frac{2\pi n}{60} \approx 3000$$

и

$$\frac{\delta_м}{\delta_п} = \Omega \frac{t}{2} = 15000,$$

где Ω — угловая скорость ротора гироскопа в с.

Таким образом, в течение 10 с невращающийся ротор повернется на угол в 15000 раз больший, чем вращающийся.

Аналогично ведет себя гироскоп и при кратковременных моментах (ударах, толчках, вибрациях).

В заключение сформулируем *три основных свойства* гироскопа.

1. Свободный симметричный гироскоп сохраняет неизменным направление оси ротора в инерциальном пространстве.

2. Под действием момента $M_в$ внешних сил ось ротора гироскопа прецессирует в сторону совмещения вектора собственной

угловой скорости $\overline{\Omega}$ с вектором момента внешних сил по кратчайшему пути с угловой скоростью $\omega_п$.

3. Прецессия оси ротора гироскопа вызывает появление гироскопического момента, равного и противоположно направленного моменту внешних сил, вызвавшему прецессионное движение гироскопа.

§ 4.5. КОРРЕКЦИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ОСИ РОТОРА

Перед запуском снаряда оси трехстепенного гироскопа необходимо определенным образом ориентировать относительно осей стартовой системы координат и до момента старта сохранять взаимное расположение осей неизменным. Главная ось гироскопа обычно параллельна линии горизонта и располагается в плоскости стрельбы или перпендикулярно ей.

Однако вследствие действия внешних моментов, а также из-за вращения Земли главная ось гироскопа будет уходить от заданного направления относительно стартовой системы координат, т. е. ось ротора будет выходить из плоскости стрельбы, перемещаясь в горизонтальной плоскости, и отклоняться от плоскости горизонта, перемещаясь в вертикальной плоскости.

Чтобы корректировать положение оси ротора гироскопа относительно выбранного направления, используется система коррекции (система приведения), состоящая из двух каналов: канала вертикальной коррекции и канала азимутальной коррекции (рис. 4.11).

Первый канал включает в себя датчик сигнала коррекции *4*, являющийся датчиком сигнала коррекции, усилитель *5* и датчик момента *6*. Аналогично второй канал содержит потенциометрический датчик сигнала коррекции *7*, усилитель *8* и датчик момента *9*.

Датчик момента состоит из постоянного магнита, выполненного в виде диска, намагниченного по диаметру, и двух катушек. Для канала вертикальной коррекции магнит жестко крепится на оси наружной рамки, а катушки — на корпусе. Магнит системы азимутальной коррекции жестко крепится на оси внутренней рамки, а катушки на наружной рамке.

Если ось гироскопа горизонтальна, то движок, связанный с маятником, занимает среднее положение и сигнал коррекции $u_к=0$. Если же ось ротора отклонилась от горизонтальной плоскости, то корпус потенциометра, связанного с наружной рамкой, переместится относительно движка, связанного с маятником и сохраняющего вертикальное положение. Следовательно, появится сигнал коррекции $u_к$, поступающий после усиления на одну из катушек (в зависимости от полярности) датчика моментов. В результате взаимодействия тока катушки с магнитным потоком магнита датчик моментов создаст момент $M_{ВВ}$, вектор которого

направлен по оси BB внутренней рамки. Следовательно, появится угловая скорость прецессии $\omega_п$, вектор которой совпадает с осью наружной рамки CC. Ось ротора начнет прецессировать в сторону уменьшения угла отклонения и как только она окажется в плоскости горизонта сигнал $u_к$ (коррекции) станет равным нулю.

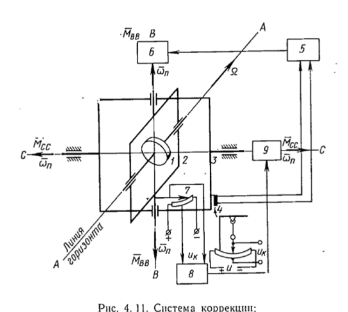


Рис. 4. 11. Система коррекции:

1—ротор; *2*—внутренняя рамка; *3*—наружная рамка; *4, 7*—датчики сигнала коррекции; *5, 8*—усилители; *6, 9*—датчики моментов

Аналогично действует канал азимутальной коррекции. При отклонении оси ротора влево или вправо от заданного положения связанный с ней движок потенциометрического датчика перемещается относительно средней точки. Корпус датчика закреплен на наружной рамке и неподвижен. Возникающий при этом сигнал $u_к$ через усилитель поступает на датчик моментов. Последний создает момент M_{CC} относительно оси CC, заставляя ось ротора прецессировать вокруг оси BB со скоростью $\omega_п$ в сторону уменьшения угла отклонения.

В заключение отметим, что система коррекции работает только перед стартом. В момент старта с наземного пульта управления коррекция отключается и гироскоп в полете работает как свободный, «запомнив» предстартовое положение оси ротора. Если систему коррекции после старта оставить включенной, то вследствие влияния ускорения, с которым движется снаряд, маятник будет отклоняться от вертикали. Следовательно, систе-

ма коррекции будет уводить ось ротора от заданного направления. Точно так же и система азимутальной коррекции реагировала бы на колебания снаряда по углу крена.

§ 4. 6. ЭЛЕМЕНТЫ ГИРОСКОПОВ

Большинство гироскопических приборов состоит из следующих основных элементов: корпуса прибора, гиромотора и наружной рамки.

Корпус гироскопического прибора обычно литой с последующей термической и механической обработкой. В корпусе закрепляются гироузел и ряд других элементов. Сам корпус при помощи винтов крепится на приборной плате снаряда. Гироприбор закрывается колпачком с прокладкой, чем достигается пыле- и влагонепроницаемость.

Гиромотор представляет собой трехфазный асинхронный двигатель с короткозамкнутым ротором. Ротор двигателя и является ротором гироскопа. Если у обычных двигателей ротор находится внутри статора, то гиромоторы выполняются по обращенной схеме — статор внутри ротора. Это делается с целью увеличения момента инерции ротора. Ось ротора монтируют в специальных подшипниках, имеющих минимальные осевой и радиальный люфты. Один из подшипников устанавливается в корпусе, а другой — в крышке гиромотора. Корпус гиромотора является одновременно и внутренней рамкой. Частота вращения ротора современных гироприборов достигает 20 000—60 000 об/мин.

Наружная рамка гироприбора изготовляется из сплавов алюминия. Должна быть легкой и достаточно жесткой. Полуоси наружной рамки при помощи подшипников закрепляются в корпусе прибора.

Для подачи напряжений на обмотки гиромотора и потенциометрические датчики, а также для снятия выходных напряжений этих датчиков применяются токоподводящие устройства. Существует несколько типов таких устройств, в том числе и пластинчатые токоподводы с точечными контактами. Одна из пластин крепится на корпусе гироприбора или на наружной рамке, а другая — на наружной рамке или на корпусе гиромотора.

§ 4. 7. ГИРОГОРИЗОНТ

Гирогоризонт используется в схеме автомата стабилизации баллистической ракеты. Он предназначен для стабилизации ракеты в плоскости стрельбы, а также для программного изменения угла тангажа.

Устройство гирогоризонта приведено на рис. 4. 12.

На ракете гирогоризонт располагается таким образом, чтобы ось вращения ротора лежала в плоскости стрельбы и была параллельна линии горизонта.

Ротор *1* гироскопа выполняет функции якоря асинхронного двигателя, обмотка *2* статора которого питается переменным током частоты 500 Гц. Ротор приводится во вращение за несколько минут до старта ракеты. Перед стартом положение оси ротора корректируется. Для коррекции положения оси в вертикальной

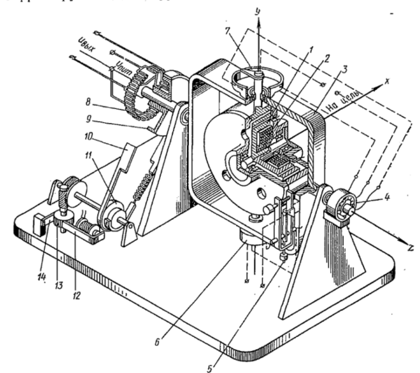


Рис. 4. 12. Гирогоризонт:

1—ротор гироскопа; *2*—обмотка статора; *3*—наружная рамка гироскопа; *4*—электромагнит; *5*—маятник; *6*—электромагнит; *7*—контактное устройство; *8*—потенциометр; *9*—шкив потенциометра; *10*—лента программного механизма; *11*—эксцентрик программного механизма; *12*—шаговый мотор; *13*—храповое колесо; *14*—стопор

плоскости (в плоскости стрельбы) используется маятник *5* и электромагнит *6*. Коррекция оси ротора в горизонтальной плоскости осуществляется при помощи контактов *7* и электромагнита *4*.

Если ось ротора отклонилась от горизонтального направления вверх или вниз, то маятник *5* замкнет контакт с одной или с другой стороны. При этом на электромагнит *6* будет подан сигнал той или иной полярности. Электромагнит создает момент, вектор которого будет направлен по оси *y* вверх или вниз от центра вращения. Наличие момента и собственной угловой скорости

вызывает появление угловой скорости прецессии, вектор которой будет направлен по оси *z*. Прецессия будет продолжаться до тех пор, пока ось ротора не возвратится в горизонтальное положение. Как только это произойдет, контакт маятника *5* разомкнется и подача напряжения на электромагнит прекратится. При этом момент и, следовательно, скорость прецессии обращаются в нуль.

При отклонении оси ротора от плоскости стрельбы влево или вправо замкнется один из контактов *7* и сигнал соответствующей полярности будет подан на электромагнит *4*. Последний создаст момент, вектор которого будет направлен по оси *z* в ту или иную сторону, что приведет к возникновению прецессии вокруг оси *y*. В результате прецессии ось гироскопа вернется в плоскость стрельбы.

После старта система коррекции отключается. За время управляемого полета (около 60 с) ось гироскопа не успевает заметно уйти от заданного ей направления.

Если ракета в процессе полета отклонится по углу тангажа от заданного значения, то потенциометр *8*, связанный со шкивом *9* и, следовательно, с корпусом ракеты, повернется вместе с ракетой относительно неподвижного в пространстве гироскопа. При этом на выходе потенциометрического датчика *8* появится электрический сигнал, пропорциональный величине рассогласования. Этот сигнал, пройдя через усилительно-преобразовательный тракт, поступит на исполнительные устройства (рулевые машины), которые повернут горизонтальные рули таким образом, чтобы ракета приняла заданное направление.

Во время полета ракеты ей может быть задан необходимый угол тангажа в соответствии с программой. Если повернуть потенциометрический датчик *8* на некоторый угол $\Delta\varphi$ относительно корпуса ракеты, то очевидно рули сработают так же, как если бы на этот угол отклонилась сама ракета, и повернут ракету на угол $\Delta\varphi$. Таким образом, поворачивая потенциометр по заданному закону, мы вызовем поворот ракеты в плоскости стрельбы по тому же закону, т. е. будем изменять угол тангажа в соответствии с программой. Для этого гирогоризонт содержит программный механизм, состоящий из металлической ленты *10*, эксцентрика *11*, шагового мотора *12* и храпового колеса *13*. Потенциометр *8* и шкив *9*, представляющие собой единое целое, связаны металлической лентой *10* с эксцентриком *11*, который профилируется в зависимости от задаваемой программы. Эксцентрик *11* приводится в движение шаговым мотором *12* через червячную передачу. Шаговый мотор представляет собой электромагнит с якорем. Когда на электромагнит подается импульс, якорь притягивается к магниту и своим ребром сдвигает храповое колесо *13* на один зуб. Очевидно, что скорость вращения храпового колеса зависит от частоты импульсов, подаваемых на электромагнит.

Стопор *14* представляет собой защелку храпового колеса, не допускающего его поворота в обратном направлении.

§ 4. 8. ГИРОВЕРТИКАНТ

Гировертикант также используется для управления ракетой. Он обеспечивает стабилизацию ракеты по углам рыскания и крена.

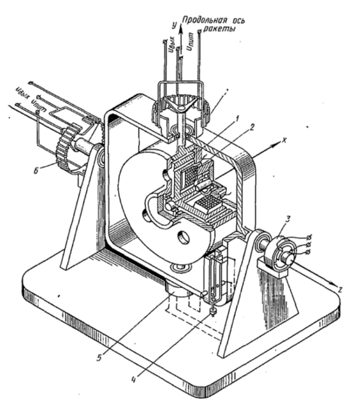


Рис. 4. 13. Гировертикант:

1—ротор гироскопа; *2*—обмотка статора; *3*—электромагнит; *4*—маятник; *5*—электромагнит; *6*—потенциометр; *7*—потенциометр

Устройство гировертиканта приведено на рис. 4. 13.

Прибор располагается на ракете таким образом, чтобы ось ротора была перпендикулярна плоскости стрельбы. В этом случае гироскоп оказывается нечувствительным к поворотам ракеты по углу тангажа.

Перед стартом так же, как и у гирогоризонта, осуществляется коррекция положения оси ротора. При отклонении оси в вер-

тикальной плоскости работают маятник *4* и электромагнит *5*. Коррекцию оси в горизонтальной плоскости осуществляют потенциометр *7* и электромагнит *3*.

После старта потенциометр *7* используется для выдачи сигнала, пропорционального углу крена.

С потенциометра *6* снимается сигнал, пропорциональный углу рыскания.

После усиления и преобразования эти сигналы поступают на рулевые машины, поворачивающие вертикальные рули. Для коррекции угла крена рули должны поворачиваться в разные стороны, создавая вращающий момент. Коррекция угла рыскания обеспечивается синхронным поворотом вертикальных рулей в одну сторону.

§ 4.9. ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ДАТЧИК УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Гироскопический датчик (скоростной гироскоп) предназначен для измерения скорости изменения угла при повороте ракеты вокруг какой-либо из ее осей. Этот датчик представляет собой двухстепенной стесненный гироскоп, движение рамки *2* которого ограничено при помощи пружины *3* (рис. 4.14).

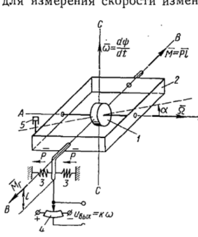


Рис. 4.14. Гироскопический датчик угловой скорости:

1—ротор; *2*—рамка; *3*—пружина; *4*—потенциометр; *5*—демпфер

Предположим, что плоскость рамки гироскопа перпендикулярна нормальной оси ракеты *CC*, а ось *BB* совпадает с ее продольной осью. При повороте ракеты вокруг нормальной оси по углу рыскания вместе с ней будет поворачиваться и рамка с ротором. Этот поворот будет происходить с вынужденной угловой скоростью $\omega=\frac{d\psi}{dt}$, в результате чего появится гироскопический момент $M_г$, стремящийся совместить ось *AA* с осью *CC*. При повороте рамки *2* вокруг оси *BB* пружина *3* начнет деформироваться, возникнет сила рекации пружины *P* и момент $M=Pl$. Поворот рамки прекратится при $M_г=M$. При этом она окажется повернутой на угол α.

Учитывая, что

$$P = cl\alpha,$$

где c — коэффициент жесткости пружины;
l — плечо;
α — угол поворота рамки,

определим угол поворота рамки из условия равенства моментов

$$J\Omega\omega = Pl = c\alpha l^2.$$

Откуда

$$\alpha = \frac{J\Omega\omega}{cl^2} = k\omega,$$

где

$$k = \frac{J\Omega}{cl^2} = \text{const}.$$

Следовательно, угол поворота рамки пропорционален скорости изменения угла.

Из принципа действия прибора ясно, что плоскость рамки должна быть перпендикулярна той оси, относительно которой измеряется угловая скорость. Для получения скоростей изменения углов тангажа, рыскания и крена на ракете необходимо установить три датчика угловой скорости.

Для получения электрического сигнала, пропорционального угловой скорости, можно использовать потенциометрический датчик *4* (см. рис. 4. 14).

Демпфер *5* служит для успокоения собственных колебаний рамки при вращении ее вокруг оси *BB*.

§ 4. 10. ПОПЛАВКОВЫЙ ГИРОСКОП

Для уменьшения величины момента трения в опорах гироскопов применяются новые типы подшипников и создаются новые конструкции гироскопов. В настоящее время применяется поплавковый гироскоп (рис. 4. 15). Это двухстепенной гироскоп с таким же принципом работы, как и гироскоп, приведенный на рис. 4. 14. Ротор гироскопа помещен в пустотелый герметичный кожух (поплавок), являющийся внутренней рамкой. Кожух помещен в тяжелую жидкость такой плотности, при которой кожух с ротором находятся во взвешенном состоянии. В результате поплавок находится во взвешенном состоянии и не оказывает давления на свои опо-

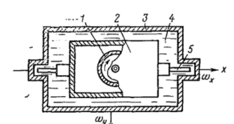


Рис. 4. 15. Поплавковый гироскоп:

1—ротор; *2*—поплавок, в теле которого расположены подшипники оси ротора; *3*—корпус; *4*—жидкость; *5*—стальные цапфы в камневых опорах

ры. У гироскопа, приведенного на рис. 4. 14, прецессию ротора останавливает пружина. В поплавковом гироскопе роль пружины играют силы вязкого трения, препятствующие вращению поплавка вокруг оси x, если к корпусу гироскопа будет приложен момент, поворачивающий его вокруг оси y. Данный гироскоп интегрирующий, так как скорость его прецессии ω_x пропорциональна скорости ω_y, а величина угла поворота ротора является интегралом от величины скорости вращения. В гироскопе установлен датчик угла поворота поплавка относительно корпуса гироскопа.

Жидкость предохраняет поплавок от ударов и вибраций.

Однако и у данного гироскопа силы трения между цапфой и опорой остаются и вызывают уход оси ротора. Это привело к разработке конструкции гироскопов, имеющих гидравлические и газовые опоры. В таких гироскопах в пространство между опорой и цапфой вводится под давлением невязкая жидкость или газ. Скорость ухода оси при этом составляет тысячные доли градуса в час. Ведутся разработки гироскопов, для подвески роторов которых используются электростатические и магнитные поля [32].

§ 4. 11. АКСЕЛЕРОМЕТРЫ

Акселерометры предназначены для измерения линейных и угловых ускорений ракеты и преобразования этих ускорений в сигнал, используемый для управления движением ракеты.

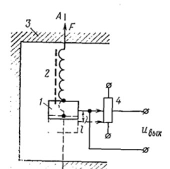


Рис. 4. 16. Акселерометр для измерения линейных ускорений:

1—масса; *2*—пружина; *3*—корпус; *4*—потенциометрический датчик

Рассмотрим принцип действия акселерометра, приведенного на рис. 4. 16 и измеряющего линейные ускорения.

В качестве чувствительного (инерционного) элемента акселерометра используется масса *1*, подвешенная на пружине *2* к корпусу *3*.

Линия AB называется осью чувствительности акселерометра или измерительной осью. Ось чувствительности должна быть параллельна той оси ракеты, вдоль которой необходимо измерить ускорение. При движении центра масс ракеты в направлении оси чувствительности с ускорением W масса m инерционного элемента под действием силы инерции mW переместится относительно корпуса. Кроме этой силы, на массу m действует сила тяжести mg. Под действием этих сил масса *1* переместится вниз на величину l, растянув пру-

жину. Таким образом, сила инерции и сила тяжести будут уравновешиваться упругой силой F пружины, т. е.

$$mW+mg=F. \qquad (4.8)$$

Сила пружины пропорциональна перемещению l массы *1*

$$F=cl,$$

где c — коэффициент жесткости пружины.

Следовательно, равенство (4.8) можно представить как

$$m(W+g)=cl,$$

откуда

$$l=\frac{m\,(W+g)}{c}. \qquad (4.9)$$

Перемещение l преобразуется при помощи потенциометрического датчика *4* в электрический сигнал

$$u_{\text{вых}}=kl=\frac{km}{c}(W+g),$$

где k — коэффициент пропорциональности.

Из выражения (4.9) видно, что акселерометр измеряет не истинное ускорение центра масс ракеты, а ускорение, равное алгебраической сумме ускорения центра масс и ускорения силы тяжести. Такое ускорение называется *кажущимся*.

Следовательно, акселерометр не регистрирует ускорения, вызванные силами тяготения, так как они действуют и на ракету и на массу акселерометра, сообщая им одинаковые ускорения.

Действительно, если ракета неподвижна (установлена на стартовом столе), то под действием силы тяготения пружина растянется и акселерометр будет показывать ускорение 1 g. Аналогично, если предоставить возможность ракете вместе с установленным на ней акселерометром свободно падать в шахту, то акселерометр покажет ускорение 0 g, хотя и ракета и акселерометр движутся к центру Земли с ускорением 1 g. Это происходит потому, что инерционная масса акселерометра не будет перемещаться относительно корпуса.

Таким образом, акселерометр показывает то ускорение, которое имела бы ракета, если бы ее полет происходил вне поля тяготения планет или звезд.

В общем случае, когда продольная ось ракеты составляет с линией горизонта угол φ (отсутствует угол атаки), величина кажущегося ускорения W' будет

$$W'=W+g\sin\varphi.$$

Значение кажущегося ускорения в виде напряжения постоянного тока подается на вход интегрирующего устройства. В ре-

зультате интегрирования получаем кажущуюся скорость ракеты, V', которая равна

$$V'=\int_0^t W'dt=\int_0^t Wdt+\int_0^t g\sin\varphi dt$$

или

$$V'=V+\int_0^t g\sin\varphi dt,$$

где V — истинная скорость ракеты.

Очевидно, что необходимость учитывать значение $\int_0^t g\sin\varphi dt$ приводит к ошибке. Тем не менее, если ракета летит точно по программе, то по величине кажущейся скорости можно достаточно точно судить о величине истинной скорости.

Если необходимо измерять ускорения ракеты вдоль трех осей, то следует использовать три акселерометра.

АВТОНОМНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

§ 5. 1. ПРОМЕЖУТОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ

Промежуточные устройства автомата стабилизации предназначены для усиления и преобразования управляющих сигналов с целью передачи их на исполнительные органы.

Управляющие сигналы формируются как сумма сигналов, пропорциональных углу и угловой скорости. Например, уравнение управляющего сигнала для стабилизации ракеты по углу тангажа имеет вид

$$u_{y\varphi}=k_1 u_\varphi + k_2 u_{\dot\varphi},$$

где k_1 и k_2 — постоянные коэффициенты;

u_φ — сигнал, снимаемый с потенциометра гирогоризонта;

$u_{\dot\varphi}$ — сигнал, снимаемый с потенциометра датчика угловой скорости.

Аналогичный вид имеют уравнения управляющих сигналов для стабилизации ракеты по углам рыскания и крена.

Операция суммирования может выполняться при помощи суммирующих устройств, построенных на сопротивлениях. Однако чаще для этой цели используются электронные или магнитные усилители, выполняющие основную задачу — усиление управляющего сигнала.

Усиление управляющего сигнала при помощи электронных усилителей постоянного тока сопряжено с большими трудностями ввиду специфических особенностей усилителей этого типа. Сигнал необходимо преобразовать в сигнал переменного тока, усилить при помощи усилителя переменного тока, а затем снова преобразовать в сигнал постоянного тока, который подается на исполнительное устройство. Такое преобразование сигнала осуществляется при помощи модуляторов и демодуляторов.

§ 5.2. МОДУЛЯТОР

Выше отмечалось, что модулятор предназначен для преобразования сигнала постоянного тока в сигнал переменного тока. При этом фаза выходного сигнала должна соответствовать знаку входного. Рассмотрим работу кольцевой схемы модулятора, приведенной на рис. 5.1.

Схема включает два трансформатора Тр1 и Тр2 и четыре полупроводниковых диода Д1—Д4. При отсутствии входного напряжения $u_у$ напряжение питания $u_п$, частота которого составля-

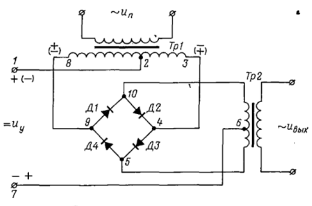


Рис. 5.1. Кольцевой модулятор

ет несколько сот герц, будет создавать во вторичной обмотке трансформатора Тр1 ток, замыкающийся в один полупериод (знак полярности на рис. без скобок) по цепи 8—9—10—4—3 и в другой полупериод (знак полярности на рис. в скобках) по цепи 3—4—5—9—8. Следовательно, через первичную обмотку трансформатора Тр2 ток протекать не будет и выходное напряжение будет равно нулю.

Напряжение на выходе модулятора будет равно нулю и в том случае, если отсутствует напряжение питания, так как входное напряжение не может создать изменяющегося магнитного потока.

Подадим теперь одновременно на схему напряжения $u_п$ и $u_у$. При этом напряжение $u_п$ по величине должно быть в 2—3 раза больше напряжения $u_у$. Пусть в данный момент времени полярности напряжений соответствуют указанным на рис. 5.1 (на рис. знак полярности без скобок). Очевидно, что напряжение на вторичной обмотке трансформатора Тр1 создаст ток, протекающий по цепи 1—2—3—4—5—6—7. От точки 2 к точке 8 ток не потечет, так как потенциал точки 8 выше. При изменении полярности напряжения $u_п$ (знак полярности в скобках) ток будет протекать по цепи 1—2—8—9—10—6—7. Схема работает аналогично при изменении полярности входного сигнала на обратную. В этом

случае направления токов в первичных полуобмотках трансформатора Тр2 изменятся на обратные.

Таким образом, при любой комбинации полярностей напряжений $u_п$ и $u_у$ через первичную обмотку трансформатора Тр2 протекает ток, изменяющийся с частотой питающего напряжения, величина которого зависит от величины (*модуля*) напряжения $u_у$, а фаза — от знака входного сигнала. Следовательно, выходное напряжение модулятора $u_{вых}$ будет пропорционально току, протекающему через первичную обмотку.

В заключение отметим, что схему модулятора можно выполнить таким образом, что при одновременной подаче на его вход двух сигналов (u_φ и u'_φ) будет формироваться единое управляющее напряжение ($u_{у\varphi}$), пропорциональное алгебраической сумме входных сигналов, т. е. $u_{у\varphi} = u_\varphi + u'_\varphi$.

§ 5. 3. ДЕМОДУЛЯТОР

Демодулятор или фазочувствительный выпрямитель преобразовывает входной сигнал переменного тока в сигнал постоянного тока. Принцип действия демодулятора аналогичен принципу действия модулятора. На рис. 5. 2 приведена схема кольцевого (двухполупериодного) демодулятора.

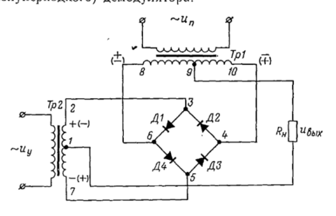


Рис. 5. 2. Кольцевой демодулятор

Входным напряжением демодулятора является выходное напряжение усилителя $u_у$. При отсутствии входного сигнала ток, создаваемый вторичной обмоткой трансформатора Тр1, в течение одного полупериода замыкается через диоды Д1 и Д2, а в течение другого полупериода — через диоды Д3 и Д4. Подадим входной сигнал, который может быть в фазе или в противофазе по отношению к напряжению питания. Пусть в данный момент времени полярности мгновенных значений напряжений соответствуют указанным на рис. 5. 2 (знак полярности без скобок). В этом

случае ток, создаваемый вторичной обмоткой трансформатора Тр2 будет протекать по цепи 1—$R_н$—9—8—6—5—7. В следующий полупериод полярности напряжений изменятся. Теперь ток будет создаваться напряжением полуобмотки 1—2 трансформатора и протекать по цепи 1—$R_н$—9—10—4—3—2.

Таким образом, через нагрузку $R_н$ в течение всего периода протекает ток в одном и том же направлении. Его величина будет пропорциональна входному напряжению. При изменении фазы входного напряжения на 180° по отношению к фазе напряжения питания направление тока через нагрузку изменится на обратное.

Следовательно, *выходное напряжение демодулятора по величине пропорционально входному напряжению, а его знак соответствует фазе входного напряжения*. Это напряжение подается на исполнительный элемент автомата стабилизации (например, на поляризованное реле рулевой машины).

Схемы модуляторов и демодуляторов могут быть выполнены и на полупроводниковых триодах. Однако они будут очень чувствительны к разбросу параметров триодов.

§ 5.4. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ

В предыдущих главах, а также в данной главе были рассмотрены устройства, входящие в состав автомата стабилизации.

Угловую стабилизацию ракеты обычно осуществляют отдельно в каждой из трех плоскостей: тангажа, рыскания и крена.

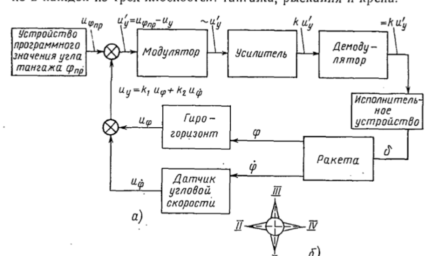


Рис. 5.3. Автомат стабилизации (канал тангажа): а—функциональная схема; б—рули

На рис. 5.3 приведена функциональная схема автомата стабилизации по углу тангажа. Схемы остальных двух каналов имеют аналогичный вид.

Поворот ракеты в плоскости тангажа осуществляется синхронно связанными друг с другом рулями высоты II и IV. При их совместном отклонении от нейтрального положения появляется управляющая сила, которая, действуя в вертикальной плоскости, управляет движением ракеты по углу тангажа.

Управление движением ракеты по углам рыскания и крена осуществляется рулями поворота I и III. Эти рули имеют разные приводы и могут поворачиваться независимо друг от друга. Движение ракеты в плоскости рыскания обеспечивается одновременным поворотом рулей I и III в одну сторону. При этом создается необходимая боковая управляющая сила. Для стабилизации ракеты по углу крена рули I и III должны поворачиваться в разные стороны от нейтрального положения, создавая при этом необходимый крутящий момент относительно продольной оси.

§ 5.5. ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

До сих пор мы рассматривали управление угловыми параметрами ракеты при ее движении на активном участке. К таким параметрам относятся углы тангажа, рыскания и крена. Однако основное назначение полета ракеты — приведение в заданную точку, т. е. достижение определенной дальности полета. Следовательно, для получения заданной дальности полета ракеты необходимо ввести еще управление дальностью полета.

На величину дальности полета влияют все основные параметры движения ракеты в конце активного участка: скорость движения V_k, угол наклона траектории θ_k, высота y_k, горизонтальная дальность x_k и др. Таким образом, дальность полета ракеты является функцией нескольких величин, т. е.

$$L=f(V_k,\ \theta_k,\ y_k,\ x_k).$$

Однако не все параметры в одинаковой степени влияют на величину дальности полета. Достаточно эффективно управлять дальностью можно только изменением вектора скорости по модулю или по направлению. Координаты x_k и y_k конца активного участка влияют на дальность полета в гораздо меньшей степени.

Получим упрощенную формулу для дальности полета баллистической ракеты ближнего радиуса действия ($L \leqslant 1000$ км). Для простоты не будем рассматривать начальный участок полета ракеты, считая, что в момент старта ракета имеет скорость, которую она в реальных условиях имеет в конце активного участка. Кроме того, не будем учитывать кривизну Земли, предполагая, что ускорение силы тяжести g постоянно по величине и по направлению. Сопротивлением атмосферы также будем пренебре-

гать. Следовательно, траектория полета ракеты в этом случае будет траекторией свободно брошенного со скоростью V_k под углом θ_k тела (рис. 5. 4).

Так как при принятых допущениях на ракету не действуют никакие силы, кроме силы земного тяготения, то составляющие ускорения центра масс ракеты вдоль осей ox и oy соответственно будут

$$\frac{d^2x}{dt^2}=0; \quad \frac{d^2y}{dt^2}=-g. \qquad (5.1)$$

В начальный момент времени t_0 $x_0=y_0=0$ и

$$\frac{dx_0}{dt}=V_k\cos\theta_k; \quad \frac{dy_0}{dt}=V_k\sin\theta_k.$$

Решая уравнение (5. 1), получим

$$x=V_kt\cos\theta_k, \quad y=V_kt\sin\theta_k-\frac{gt^2}{2}. \qquad (5.2)$$

Определив время t из первого равенства системы (5. 2) и подставив его значение во второе уравнение, получим уравнение параболы

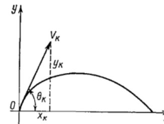


Рис. 5. 4. Траектория свободно брошенного тела

$$y=x\operatorname{tg}\theta_k-x^2\frac{g}{2V_k^2\cos^2\theta_k}.$$

В точке падения ракеты координата $y=0$ и $x=L$. Из последнего равенства имеем величину дальности полета баллистической ракеты

$$L=\frac{2V_k^2\sin 2\theta_k}{g}.$$

Таким образом, скорость ракеты в конце активного участка является основным фактором, определяющим дальность ее полета.

Следовательно, система управления дальности должна в первую очередь контролировать величину скорости ракеты. Как только текущая скорость достигнет расчетного значения, система управления дальностью должна выдать команду на выключение двигателей ракеты.

Рассмотрим некоторые способы управления дальностью полета.

§ 5. 6. УПРАВЛЕНИЕ ДАЛЬНОСТЬЮ ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ ХРОНОМЕТРА

Сущность данного способа управления дальностью полета заключается в следующем. Известно, что для каждого класса баллистических ракет с целью определения параметров движения решается определенная система дифференциальных уравнений, куда входят параметры двигателей, самой ракеты, состояние атмосферы и т. п. Результатами расчета являются: время работы двигателей t_p, значения скорости, дальности, высоты, угла тангажа и ряда других параметров в определенные моменты времени. При данном способе управления на борту ракеты достаточно установить хронометр (часы) с таким расчетом, чтобы спустя время t_p после старта была выдана команда на отключение двигателей. При этом предполагается, что к моменту выключения двигателей текущие значения параметров движения будут достаточно близкими к расчетным. В этом случае попадание в цель с необходимой точностью будет обеспечено.

Однако вследствие разброса характеристик ракет, неточности изготовления отдельных деталей и ракеты в целом, различий в тяге двигателей из-за различного химического состава топлива, отклонения условий полета от расчетных и т. д. к моменту выключения двигателей текущие значения параметров движения могут значительно отличаться от расчетных. Естественно, что это приведет к значительной ошибке по дальности.

Таким образом, данный способ управления дальностью технически прост, но не точен.

§ 5. 7. УПРАВЛЕНИЕ ДАЛЬНОСТЬЮ ПОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИНТЕГРАТОРА

Гироскопический интегратор осевых ускорений представляет собой неуравновешенный (тяжелый) гироскоп, центр тяжести, которого смещен относительно центра подвеса (рис. 5. 5). Прибор устанавливается на ракете таким образом, чтобы ось ox' наружной рамки *14*, являющаяся осью чувствительности, была направлена по продольной оси ракеты.

Все рассуждения, приведенные в гл. 4 для обычных акселерометров, будут справедливы и для гироскопического интегратора. Разница лишь в том, что данный прибор интегрирует кажущееся ускорение, позволяя получить кажущуюся скорость.

Гироинтегратор работает следующим образом. За несколько минут до старта ротор *1* гироскопа раскручивается. В исходном положении ось ротора должна быть перпендикулярна продольной оси ракеты. Это обеспечивается арретиром *7*, представляющим собой электромагнит с двумя планками. В момент отрыва ракеты от стартового стола на обмотку электромагнита от наземного пункта управления подается сигнал. При этом планка арретира освобождает ось ротора и он вместе с кожухом *15* по-

лучает возможность свободно «падать», вращаясь вокруг оси *3*. В общем случае, когда ракета летит под углом φ к горизонту, появляется момент

$$M = lm(W + g\sin\varphi),$$

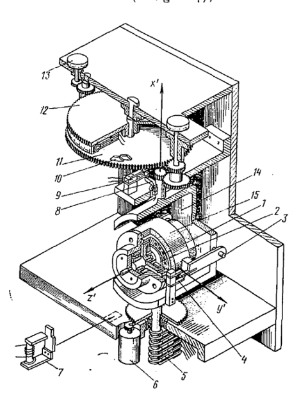


Рис. 5.5. Гироскопический интегратор

1—ротор гироскопа; *2*—обмотка статора; *3*—ось подвеса гироскопа; *4*—контакты коррекции; *5*—колодка со скользящими контактами; *6*—двигатель коррекции; *7*—арретир; *8*, *9*—контакты установки нуля; *10*—кулачки выключения двигателя; *11*—диск; *12*—диск; *13*—вертушка для установки дистанции; *14*—наружная рамка; *15*—кожух ротора

вектор которого направлен по оси *3*. Этот момент заставляет гироскоп прецессировать вокруг оси *ox* со скоростью

$$\omega_п = \frac{M}{J\Omega} = \frac{lm}{J\Omega}(W + g\sin\varphi).$$

Следовательно, угловая скорость прецессии гироскопа пропорциональна кажущемуся ускорению ракеты по продольной оси.

Угол α, на который за какое-то время повернется наружная рамка, определится как

$$\alpha = \int_0^t \omega_{п} dt = k \int_0^t (W + g \sin \varphi) dt.$$

Таким образом, угол поворота наружной рамки пропорционален кажущейся скорости V'

$$V' = V + \int_0^t g \sin \varphi dt.$$

В конце активного участка какому-либо значению истинной скорости соответствует вполне определенное значение кажущейся скорости. Выключение двигателя можно осуществлять в момент, когда

$$V' - V'_{к} = 0,$$

где $V'_{к}$ — значение кажущейся скорости, соответствующее необходимой скорости в точке выключения двигателя.

Величину V' можно получить, используя потенциометрический датчик. Значение $V'_{к}$ закладывается в специальное устройство на борту ракеты перед стартом. В процессе полета происходит непрерывное сравнение указанных величин. В момент их равенства выдается команда на выключение двигателей.

В рассматриваемом приборе дальность полета ракеты устанавливается при помощи рукоятки *13*. Поворот рукоятки приводит к повороту на определенный угол диска *12*, имеющего контактное устройство, относительно диска *11*, несущего кулачка *10*. В момент появления угловой скорости прецессии диск *11* начинает поворачиваться относительно диска *12*. Как только ракета приобретает заданную скорость, один из кулачков замкнет контактное устройство и будет подан сигнал на перевод двигателей на предварительную ступень. Через короткий промежуток времени второй кулачок подает сигнал на полное выключение двигателей. Перевод на предварительную ступень необходим для уменьшения возмущений при выключении.

Для того чтобы в процессе работы ось ротора оставалась перпендикулярной оси ox', предусмотрена коррекция. При отклонении оси ротора вверх или вниз замкнется верхний или нижний из контактов *4* и на корректирующий двгатель *6* поступит сигнал соответствующего знака. Последний через систему зубчатых колес создает момент, направленный вдоль оси ox'. Возникающая при этом скорость прецессии, вектор которой направлен по оси *3*, заставит ось ротора вернуться в исходное положение.

Таким образом, данный способ управления дальностью лишен недостатков, присущих первому способу, так как двигатель выключается не по времени, а лишь тогда, когда ракета приобретает скорость, обеспечивающую заданную дальность полета.

§ 5.8. ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Принцип инерциального управления летательных аппаратов заключается в том, что при помощи акселерометров измеряют ускорения ракеты или другого объекта и по результатам измерений вычисляют ее скорость, пройденный путь и координаты относительно точки старта.

Системы, использующие этот принцип, называются инерциальными, так как акселерометр измеряет ускорения относительно инерциального пространства. Точность инерциальных систем зависит в основном от качества акселерометров, которые должны измерять ускорения с точностью 10^{-4}—10^{-5} g. Кроме того, акселерометры должны быть определенным образом ориентированы в инерциальном пространстве, так как они измеряют не только ускорения, появляющиеся за счет движения ракеты, но и ускорение силы тяжести, направление вектора которого необходимо знать в каждый момент времени.

Для этого акселерометры помещают на стабилизированную гироскопами площадку (гироплатформу), которая расположена в кардановом подвесе, что позволяет ей сохранять неизменную ориентацию при различных поворотах ракеты. Другими словами, гироплатформа создает на ракете неподвижную систему координат.

Так как ускорения измеряются относительно инерциального пространства, а ракета должна при полете иметь определенную скорость и направление движения относительно Земли, то на борту ракеты должно быть вычислительное устройство, которое преобразует результаты измерений в инерциальном пространстве в скорость, путь и координаты относительно Земли (например, точки старта). Кроме того, вычислительное устройство учитывает несферичность Земли, нецентральность поля силы тяжести и ряд других факторов, влияющих на точность системы. Инерциальные системы полностью автономны и помехоустойчивы.

Таким образом, акселерометры, гиростабилизированная платформа и вычислительное устройство — основные элементы инерциальных систем.

Схема гиростабилизированной платформы приведена на рис. 5.6.

Платформа *1* установлена в кардановом подвесе, состоящем из внутренней *2* и внешней *3* рамок и обеспечивающем независимый поворот платформы по углам тангажа, рыскания и крена. При угловых колебаниях ракеты на платформу будут действовать моменты сил трения в подшипниках карданного подвеса, что приводит к изменению ориентации платформы в пространстве. Для стабилизации платформы в заданном направлении в общем случае должно быть установлено три гироскопа $Г_\varphi$, $Г_\psi$, $Г_\gamma$. Такая конструкция называется *трехосной гиростабилизированной*

платформой. Каждый гироскоп осуществляет стабилизацию платформы относительно своей оси.

Рассмотрим стабилизацию платформы по углу тангажа φ, т. е. относительно оси *z*, вдоль которой действует внешний момент трения $M_{вн}$, стремящийся изменить ориентацию платформы. Если установить на платформе гироскоп, состоящий из ротора *4*

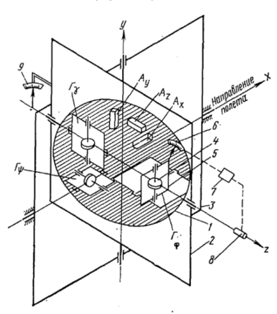


Рис. 5. 6. Гироплатформа с акселерометрами:

1—платформа; *2*—внутренняя рамка карданова подвеса; *3*—внешняя рамка карданова подвеса; *4*—ротор гироскопа; *5*—внутренняя рамка гироскопа; *6*—датчик сигнала коррекции; *7*—усилитель; *8*—корректирующий двигатель; *9*—датчик угла φ; A_x, A_y, A_z—акселерометры; $Г_φ$, $Г_ψ$, $Г_γ$ —гироскопы

и внутренней рамки *5* так, как показано на рис. 5. 6, то платформу можно считать наружной рамкой трехстепенного гироскопа $Г_φ$. Следовательно, согласно третьему свойству гироскопа моменту $M_{вн}$ будет противодействовать гироскопический момент $M_г$, возникающий в результате прецессии ротора, что приводит к повороту внутренней рамки. Для предупреждения эффекта «складывания» рамок гироскопа при длительном воздействии момента трения предусмотрена система коррекции, состоящая из датчика *6*, усилителя *7* и корректирующего двигателя *8*. При повороте внутренней рамки выходной сигнал датчика через усилитель поступает на двигатель. Последний создает момент, направленный против момента $M_{вн}$. В результате этого внутренняя рамка гироскопа согласно второму свойству (см. гл. 4) начинает пре-

цессировать в противоположную сторону до восстановления своего первоначального положения, при котором она перпендикулярна платформе.

Стабилизация платформы по углам рыскания и крена осуществляется аналогично.

Так как указанным способом платформа стабилизирована по углу тангажа, то, очевидно, что потенциометрический датчик *9* дает сигнал, пропорциональный этому углу.

Следовательно, гироплатформа является также измерителем углов отклонения ракеты.

Расположенные на платформе акселерометры A_x, A_y и A_z измеряют соответственно горизонтальным W_x, вертикальным W_y и боковым W_z составляющими ускорения W, которые равны

$$W_x = \frac{d^2x}{dt^2}, \quad W_y = \frac{d^2y}{dt^2} + g, \quad W_z = \frac{d^2z}{dt^2},$$

где x, y, z — координаты центра масс ракеты. При помощи бортового вычислительного устройства легко учесть величину ускорения силы тяжести g, проинтегрировать значения W_x, W_y и W_z и получить составляющие скоростей V_x, V_y и V_z. Истинное значение текущей скорости будет

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}.$$

После интегрирования величин V_x, V_y, V_z можно получить текущие значения координат x, y, z. Кроме того, зная V_x и V_y, легко определить значение угла наклона траектории как

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{V_x}{V_y}.$$

Полученные в результате вычислений данные могут быть использованы для управления дальностью полета ракеты. При управлении дальностью при помощи гироскопического интегратора не учитывалось влияние отклонений координат x и y и угла θ от их расчетных значений, что приводило к ошибке стрельбы по дальности.

Следовательно, вычислительное устройство может через малые промежутки времени сравнивать определенную комбинацию текущих значений параметров V, θ, x, y с расчетными значениями этих же параметров. Сигнал на выключение двигателей выдается при равенстве этих комбинаций.

§ 5.9. АСТРОИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Несмотря на удовлетворительную точность инерциальных систем, их полная автономность приводит к постепенному накапливанию незначительных ошибок измерительных и стабилизиру-

ющих устройств при длительном полете, что особенно характерно для космических объектов. Поэтому чисто инерциальные системы применяются на объектах, управляемых кратковременно, например, для управления баллистической ракетой на активном участке.

Точность этих систем значительно увеличивается, если использовать внешние источники информации о положении и скорости объекта. Эта информация позволяет ликвидировать накапливающиеся во времени ошибки инерциальных систем. Внешними источниками информации могут быть радиосистемы или астросистемы.

При использовании радиосистем скорость объекта измеряется при помощи радиосредств, расположенных либо на Земле, либо на борту. Полученное таким путем значение скорости сравнивается со значением скорости, получаемым в результате интегрирования ускорений. В случае появления между ними разности в вычислительное устройство вводится поправка. Однако радиосистемы подвержены влиянию помех.

Астросистемы позволяют уточнить координаты объекта наблюдением за небесными светилами.

Таким образом, астроинерциальная система включает элементы чисто инерциальной системы и астрономические приборы. Такая система также является автономной и помехозащищенной.

В качестве астрономических приборов могут быть использованы телескопы и секстанты.

Существуют математические зависимости, позволяющие рассчитать местоположение объекта по измеренным углам между направлением на небесные светила (обычно на две звезды) и плоскостью горизонта с учетом времени наблюдения. Время наблюдения может фиксироваться бортовыми временными устройствами (точные часы). Вычислительное устройство по результатам измерений вырабатывает необходимые поправки.

Например, для коррекции инерциального блока американского космического корабля «Аполлон» оператор последовательно визирует две звезды при помощи телескопа. При помощи ручки регулировки оптики оператор устанавливает призму в телескопе так, чтобы удерживать изображение звезды в центре визирного перекрестия. Как только звезда попадает в центр перекрестия, нажимается кнопка и в бортовую цифровую вычислительную машину поступает значение угла. Точно так же вводится значение второго угла. Вычислительная машина определяет требуемые угловые положения инерциального блока и вырабатывает соответствующие сигналы коррекции.

Таким образом, астроинерциальная система осуществляет управление с большой точностью даже в том случае, если используемые гироскопы не обладают высокой точностью.

Астроинерциальные системы используются для навигации космических кораблей, межконтинентальных крылатых ракет, самолетов и т. п.

§ 5. 10. БОРТОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Развитие систем управления летательных аппаратов сопровождалось применением тех или иных счетно-решающих устройств. Вначале это были простейшие механические и электромеханические устройства.

В настоящее время существует два основных класса вычислительных машин: электронные аналоговые машины и электронные цифровые вычислительные машины.

В основе работы аналоговых машин, называемых еще машинами непрерывного действия, лежит тот факт, что различные по своей природе физические явления и процессы описываются одинаковыми дифференциальными уравнениями. В аналоговых машинах переменные дифференциальных уравнений (скорость, путь, угол и т. п.) представляются в виде электрических напряжений, характеризующих переменную в определенном масштабе. Поэтому все входные и выходные сигналы аналоговой машины являются напряжениями. Такие машины состоят из ряда решающих блоков, соединенных между собой определенным образом. По выполняемым операциям могут быть блоки суммирования, умножения, деления, интегрирования, дифференцирования и ряд других блоков. Достоинством аналоговых машин является простота, сравнительно высокая надежность, легкость сопряжения с различной аппаратурой.

Основной их недостаток — низкая точность, не превышающая как правило нескольких процентов. Это существенно ограничило использование аналоговых машин на борту летательных аппаратов.

Все большее развитие получают бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ), которые оперируют с величинами, выраженными в виде чисел. Числа представляются не в привычной для нас десятичной системе счисления с основанием 10 (десять), а в двоичной системе счисления, где основанием системы является число 2, записанное как 10 (единица, нуль). Любое число в двоичной системе представляется нулями и единицами. Каждое последующее число получается в результате прибавления единицы к младшему разряду предыдущего числа по правилу: $0+0=0$, $0+1=1+0=1$, $1+1=10$ (два). Так, десятичные числа 0, 1, 2, 3, 4 и т. д. в двоичной системе запишутся как 000, 001, 010, 011, 100 и т. д. Двоичные числа можно складывать, вычитать, умножать, делить. Операции интегрирования и дифференцирования можно привести к операциям суммирования и вычитания.

Использование двоичной системы очень удобно, так как для аппаратурной реализации нулей и единиц могут быть использованы устройства, имеющие два устойчивых состояния. Тогда одно состояние может быть принято за 1, а другое за 0. Такими устройствами могут быть электронные лампы и транзисторы, находящиеся в состоянии «открыто — закрыто», реле («включено — отключено») и ряд других устройств.

Таким образом, цифровая машина состоит из большого числа одинаковых элементов (ячеек).

Любая цифровая вычислительная машина состоит из арифметического устройства (АУ), где выполняются математические операции, запоминающих устройств (ЗУ), где хранятся постоянные величины, результаты измерений и программа работы машины, и устройства управления (УУ), которое управляет работой машины. Пуск и останов машины могут осуществляться автоматически или оператором.

Значения углов, скоростей, ускорений, температур и других физических величин, получаемых от датчиков, представляются, как правило, в виде напряжений. Для ввода этих величин в БЦВМ используются преобразователи «напряжение — код» (ПНК), входными сигналами которых являются напряжения, а выходными — последовательность импульсов (число).

Вычисленные в машине управляющие сигналы являются числами, которые нельзя подать непосредственно на исполнительные устройства. Эти сигналы необходимо преобразовать из цифровой формы в напряжения. Для этого используются устройства вывода, например преобразователи «код — напряжение» (ПКН).

В последние годы ведется разработка измерительных устройств с цифровыми выходами и исполнительных устройств с цифровыми входами. Такие устройства легко стыкуются с БЦВМ.

БЦВМ применяются в настоящее время как в контуре управления движения объекта относительно центра масс (цифровой автопилот), так и в системе управления движением центра масс (наведение, навигация и т. п.).

Кроме того, БЦВМ осуществляет контроль работоспособности бортовых систем и аппаратуры, ведет обработку научной информации, формирует информацию для передачи по каналам телеметрии на Землю, расшифровывает команды и т. д.

На рис. 5.7 приведена связь БЦВМ с бортовой аппаратурой для общего случая [46].

БЦВМ, используемая для управления полетом корабля «Аполлон», участвует в предстартовой подготовке комплекса, на активном участке осуществляет стабилизацию корабля и регулирование вектора скорости, на пассивном участке вычисляет углы поворота корабля, продолжительность работы двигателей, задает направление осей гироплатформы, рассчитывает траекторию маневра, определяет местоположение космического корабля, а также решает ряд других задач.

Современные микроэлектронные БЦВМ могут выполнять до 250 тысяч операций сложения в секунду. Решение задач осуществляется с высокой точностью (сотые и тысячные доли процента), масса БЦВМ 10—25 кг, объем 5—20 дм³, потребляемая мощность 50—200 Вт, время наработки на отказ (см. гл. 8) составляет 5—10 тыс. ч.

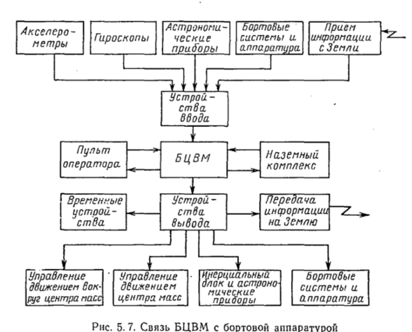


Рис. 5.7. Связь БЦВМ с бортовой аппаратурой

Будущие аэрокосмические БЦВМ по своим возможностям будут приближаться к наземным вычислительным машинам. В ближайшие годы быстродействие должно увеличиться до миллиона и более операций сложения в секунду. Благодаря использованию больших интегральных схем масса БЦВМ может быть снижена до нескольких килограмм, а время наработки на отказ составит сотни тысяч часов. Потребляемая при этом машиной мощность не превысит 20—25 Вт [48].

§ 5.11. УПРАВЛЕНИЕ БОКОВЫМ ПЕРЕМЕЩЕНИЕМ РАКЕТЫ

В процессе полета ракеты ее центр масс может отклоняться от плоскости стрельбы. Это может происходить даже когда угол рыскания равен нулю. Отклонение центра масс ракеты от плоскости стрельбы (боковой снос) вызывается *эксцентриситетом силы тяги, несимметричностью корпуса ракеты, наличием ветра*

и т. п. Боковой снос ракеты приводит к снижению точности попадания в цель. Следовательно, необходимо в процессе полета ракеты измерять величину бокового сноса, вырабатывать соответствующий управляющий сигнал, чтобы возвращать центр масс ракеты в плоскость стрельбы.

Для измерения величины бокового сноса могут быть использованы акселерометры или гироскопические интеграторы. Ось чувствительности акселерометра должна быть перпендикулярна плоскости стрельбы.

Мы знаем, что акселерометр дает сигнал, пропорциональный величине ускорения. При отсутствии на борту ракеты вычислительных средств операция интегрирования ускорения может быть осуществлена при помощи двойной пассивной интегрирующей RC-цепи, приведенной на рис. 5. 8.

Рис. 5. 8. Двойная пассивная интегрирующая RC-цепь

Если подать на вход RC-цепи напряжение от акселерометра $u_{вх}$, то ток, протекающий в контуре, будет

$$I=\frac{u_{вх}-u_{вых1}}{R}.$$

Учитывая, что

$$I=C\frac{du_{вых1}}{dt},$$

первое выражение можно представить

$$u_{вых1}+RC\frac{du_{вых1}}{dt}=u_{вх}$$

или

$$\frac{u_{вых1}}{RC}+\frac{du_{вых1}}{dt}=\frac{u_{вх}}{RC}.$$

Произведение $RC=T$ называется *постоянной времени цепи*. Если T достаточно большое, величиной $u_{вых1}/RC$ можно пренебречь. Тогда последнее выражение записывается как

$$\frac{du_{вых1}}{dt}\approx\frac{u_{вх}}{RC}.$$

Откуда напряжение на выходе первой цепи

$$u_{вых1}=\frac{1}{RC}\int\limits_0^t u_{вх}dt=\frac{k}{RC}\int\limits_0^t \ddot{z}dt$$

будет пропорционально интегралу от входного напряжения.

Таким образом, на выходе первой RC-цепи возникает сигнал, пропорциональный скорости бокового сноса. Вторичное интегрирование дает сигнал, пропорциональный величине бокового сноса z.

Из последней формулы видно, что входной сигнал при прохождении через RC-цепь сильно ослабляется и его необходимо усилить.

Сигнал, пропорциональный величине бокового сноса, участвует в формировании общего управляющего сигнала канала стабилизации курса.

§ 5. 12. ПРОГРАММНЫЕ УСТРОЙСТВА АВТОНОМНЫХ СИСТЕМ

Программные устройства в определенные моменты времени включают и выключают отдельные приборы бортовой аппаратуры. Одним из таких устройств является программный токовый распределитель (ПТР), который включается в момент отрыва ракеты от стартового стола.

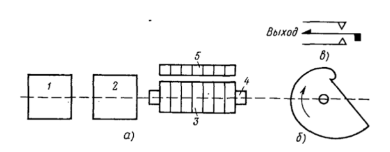


Рис. 5. 9. Устройство ПТР:
1—двигатель; 2—редуктор; 3—кулачки; 4—вал; 5—контактная группа

После нескольких секунд вертикального подъема ракеты ПТР включает в работу программный механизм гирогоризонта, вырабатывая импульсы с частотой 45 Гц. После отработки программы по углу тангажа ПТР выключает программный механизм. В процессе полета ракеты ПТР выдает команды для управления различной измерительной аппаратурой и взрывательными устройствами.

На рис. 5. 9 схематично приведено устройство ПТР. Оно состоит из временного механизма *а* и кулачкового валика *б* с контактными группами *в*.

В качестве временного механизма используется электродвигатель постоянного тока *1*, связанный через редуктор *2* с кулачковым валиком *4*. При вращении валика кулачки *3* в определенной последовательности (в зависимости от профиля кулачка) замыкают контакты контактной группы *5*. При этом электрические сигналы поступают на соответствующую аппаратуру. Программный токовый распределитель первых ракет имел 14 пар контактов.

Очевидно, что программные устройства могут быть выполнены на электронной технике.

СИСТЕМЫ РАДИОТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ И НАВЕДЕНИЯ

§ 6.1. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ

Ракеты, управление которыми осуществляется при помощи автономных систем, обычно применяются для стрельбы по неподвижным целям или по целям, перемещающимся так медленно, что за время полета ракеты они не могут выйти за пределы радиуса ее действия.

Для поражения целей, перемещающихся достаточно быстро, например, самолетов, используются системы телеуправления, т. е. системы управления на расстоянии. В свою очередь системы телеуправления делятся на *командные системы управления* и *системы управления по радиолучу* (радиозоне, радиотропе). При использовании командных систем команды управления вырабатываются на пункте управления движением ракеты. Управление по радиолучу предполагает формирование команд управления на самой ракете.

Любая система телеуправления состоит из системы наведения, которая обеспечивает управление движением ракеты, и системы контроля, которая позволяет определить величину ошибки наведения, т. е. параметры взаимного положения ракеты и цели.

Система телеуправления обеспечивает управление движением ракеты по углам тангажа и рыскания («вверх», «вниз», «влево», «вправо»). Стабилизация ракеты по углу крена осуществляется автономно. Блок-схема системы телеуправления для общего случая приведена на рис. 6.1.

На вход командного прибора поступает информация, на основании которой могут быть выработаны команды управления, подаваемые на ракету.

Шифратор (модулятор) шифрует передаваемые команды таким образом, чтобы они отличались друг от друга каким-либо параметром. Это необходимо для передачи нужного числа команд по одной линии связи.

Принцип действия передающих и приемных устройств определяется типом используемой линии связи, которая может быть проводной, оптической или радиотехнической.

Принятые и усиленные сигналы поступают в дешифратор (демодулятор) и расшифровываются. Расшифрованные команды поступают на исполнительные устройства рулей каналов тангажа и рыскания.

Система контроля позволяет измерить по взаимному положению ракеты и цели величину ошибки наведения и получить ин-

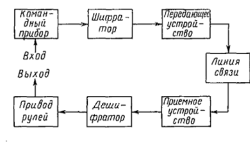


Рис. 6. 1. Блок-схема системы телеуправления

формацию о величине команд управления, которые необходимо передать на ракету, чтобы обеспечить попадание ее в цель. В настоящее время используются системы контроля с участием оператора, находящегося на пункте управления, и автоматические системы. Если в системе контроля участвует оператор, то он визуально или при помощи технических средств (на экране локатора, по оптическим приборам) определяет ошибку наведения, наблюдая за взаимным положением ракеты и цели. Используя ручку управления, он подает сигналы на командный прибор. Автоматическая система контроля обычно содержит радиолокаторы, определяющие координаты ракеты и цели. Эти данные поступают в вычислительное устройство, которое вычисляет ошибку наведения и формирует в соответствии с этой ошибкой командные сигналы.

Системы управления по радиолучу не имеют на пункте управления системы контроля и не содержат устройств для передачи комадных сигналов. На пункте управления располагаются лишь установки для создания радиолуча, а на ракете имеется аппаратура, автоматически определяющая ее положение в луче и вырабатывающая командные сигналы, если ракета отклонится от оси луча.

При простейшем методе управления на расстоянии (телеуправлении) определенному количеству команд, вырабатываемых на командном пункте, соответствует такое же количество линий связи. При большом количестве команд это неудобно, так как

для каждой команды нужно иметь либо отдельный провод (для проводной линии связи) либо отдельный передатчик и приемник (для связи по радио).

Поэтому в настоящее время для передачи большого количества команд используют одну линию связи. При этом каждая команда на командном пункте наделяется отличительным признаком (шифруется). Принятая на ракете команда распознается (дешифруется) по этому признаку, а затем воздействует на те исполнительные органы, которым она предназначена. Процедуру распознавания команд называют *селекцией*. В настоящее время используются *распределительная, качественная, комбинационная и кодовая селекции*. Рассмотрим на некоторых простых примерах способы формирования, преобразования и передачи команд.

§ 6.2. ФОРМИРОВАНИЕ КОМАНД ПРИ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНОЙ СЕЛЕКЦИИ

При использовании распределительной селекции, являющейся наиболее простой, командные сигналы имеют вид импульсов, посылаемых последовательно во времени. Например, для управления полетом противотанкового снаряда по проводам достаточно подать четыре команды: «вверх», «вниз», «вправо», «влево».

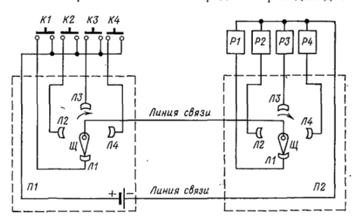


Рис. 6.2. Система управления с распределительной селекцией

Для этого на пункте управления и на снаряде (рис. 6.2) могут быть установлены контактные переключатели П1 и П2, состоящие из ламелей Л1—Л4, по которым перемещаются щетки Щ, приводимые во вращение двигателями. К ламелям переключателя П1 подключаются (соответственно номерам) кнопки К1—К4 управления. К одноименным ламелям переключателя П2 подключаются приводы рулей Р1—Р4. Чтобы команды, выдаваемые

при нажатии любой кнопки, передавались на соответствующий привод, переключатели приводят в синхронное и синфазное вращение. В тот момент, когда щетка переключателя П1 находится на первой ламели, щетка переключателя П2 также находится на первой ламели. Из рис. 6.2 видно, что если в этот момент нажата кнопка K_i, то образуется путь для тока в цепь привода P_i. Следовательно, наличие или отсутствие команды зависит от состояния кнопки, т. е. от желания оператора, который наблюдая за взаимным положением снаряда и цели, определяет необходимость подачи той или иной команды.

§ 6. 3. ФОРМИРОВАНИЕ КОМАНД ПРИ КАЧЕСТВЕННОЙ СЕЛЕКЦИИ

При использовании качественной селекции каждой команде соответствует определенное «качество» электрического сигнала. Такими «качествами» могут быть полярность сигнала, амплитуда, частота, фазовый сдвиг, число импульсов в пачке и др. Используя полярные и амплитудные «качества» можно по одной линии связи передать четыре команды: «вверх» — положительный импульс большой амплитуды, «вниз» — положительный импульс малой амплитуды, «вправо» и «влево» — соответственно отрицательные импульсы. Поляризованное реле на борту снаряда будет реагировать на полярность приходящего сигнала, а два обычных реле с различными рабочими напряжениями — на амплитуду.

Радиосистемы обычно используют частотные «качества». При этом каждой команде соответствует сигнал определенной частоты.

Рассмотрим систему радиоуправления, обеспечивающую передачу четырех команд. Каждой команде «вправо», «влево», «вверх», «вниз» соответствует электрический сигнал определенной частоты $F1$, $F2$, $F3$, $F4$. Система включает командно-шифраторный блок с передатчиком на пункте управления и приемник с дешифратором на ракете (рис. 6.3).

Двигатель Д вращает с определенной скоростью валики В1 и В2 из изоляционного материала, на которые надеты металлические трубки, разделенные под углом к оси вращения на две равные части. Трубок касаются три графитовые щетки. Щетки Щ1, Щ3 и Щ5, Щ6, к которым подведены сигналы с частотами F_1, F_2, F_3, F_4 от генераторов Г1, Г2, Г3 и Г4, установлены неподвижно. Щетка Щ2 смещается вдоль своего валика В2 при повороте ручки управления РУ вправо или влево, а щетка Щ4 перемещается вдоль валика В1 при повороте ручки вверх или вниз.

Когда ручка управления установлена в нейтральное положение, то щетки Щ2 и Щ4 находятся посредине валиков и время их пребывания на каждой токопроводящей части валика одинаково. В этом случае длительности посылок импульсов каждой

частоты будут одинаковы и коэффициент команды, определяемый как

$$K = \frac{t_1 - t_2}{T},$$

где t_1 — время передачи команды «вверх» («вправо»); t_2 — время передачи команды «вниз» («влево»); T — полный период посылки команд «вверх» и «вниз» («вправо» и «влево»), будет равен нулю.

При отклонениях РУ щетки Щ2 и Щ4 будут смещаться и длительность их пребывания на различных токопроводящих частях

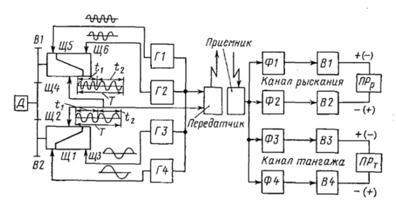


Рис. 6. 3. Система управления с качественной селекцией

валиков будет различной. Следовательно, будет различной и длительность посылок. В зависимости от положения щеток несущая частота передатчика (излучаемые высокочастотные колебания) всегда модулируется парой частот (F_1F_2, F_1F_4, F_2F_3, F_2F_4).

Посланные передатчиком командные сигналы принимаются приемником, усиливаются и поступают на дешифратор. Дешифратор представляет собой фильтры (контуры LC) Ф1—Ф4, на входы которых поступают сигналы всех четырех частот. Однако каждый фильтр пропускает на выход сигналы только той частоты, на которую он настроен. Выходные сигналы фильтров выпрямляются при помощи выпрямителей В1—В4 и подаются на приводы рулей рыскания ПР$_р$ и тангажа ПР$_т$. Длительность сигнала на выходе того или иного выпрямителя зависит от положения щеток на образующих валиков В1 и В2.

Метод наведения, описанный в данном и предыдущем параграфах, называется методом наведения по трем точкам, так как оператор старается все время удерживать снаряд на линии пункт управления — цель.

Необходимо отметить, что рассмотренные системы управления с участием оператора используются реже. Основное распространение в настоящее время получили автоматизированные системы радиоуправления, где взаимное положение ракеты и цели, а также формирование команд осуществляется автоматически.

Не останавливаясь подробно на системах с комбинационной селекцией, укажем, что такие системы, используя, например, рассмотренные сигналы четырех качеств, позволяют передать шестнадцать команд. В этом случае на командном приборе расположено 16 кнопок. При нажатии кнопки шифратор подключает к передатчику одновременно все или несколько генераторов Г1—Г4. Системы управления с комбинационной селекцией обладают высокой помехозащищенностью, однако достаточно сложны.

При управлении ракетой по радио очень высокой помехозащищенностью обладает кодовый принцип селекции, рассмотренный ниже.

§ 6.4. ФОРМИРОВАНИЕ КОМАНД ПРИ КОДОВОЙ СЕЛЕКЦИИ

Кодирование команд применяется в системах управления, использующих различные принципы селекции с целью сделать их наиболее помехозащищенными. Кодовый принцип селекции предполагает последовательную во времени передачу импульсов определенной комбинации. На приемной стороне имеются устройства, чувствительные лишь к этой комбинации. Наибольшее распространение получил метод передачи кодированных посылок импульсов. Каждая посылка (команда) состоит из нескольких импульсов, которые могут различаться числом импульсов в посылке, взаимным расположением импульсов, длительностью импульсов в посылке. Для формирования и селекции таких посылок разработаны различные шифраторные и дешифраторные схемы.

Пусть данной команде соответствует определенный интервал между опорным I и командным II импульсами (рис. 6.4). Опорный импульс дает начало отсчета и вырабатывается командным прибором. При повороте ручки управления соответственно команде «вправо» импульс II сдвигается в положение «II′», при выработке команды «влево» импульс II сдвигается в положение «II″». Шифратор должен преобразовать опорный и командный импульсы в две кодовые посылки, каждая из которых состоит из нескольких импульсов. Интервал между этими посылками должен быть строго определенным. Допустим, что шифратор преобразует импульс в посылку, состоящую из трех импульсов. Для этого в схему шифратора вводят различные линии задержки. Если подать на вход такой линии сигнал, то он не сразу появится на выходе, а через некоторое время, определяемое параметра-

ми линии задержки. На рис. 6.5 приведена схема лампового шифратора, в котором используются линии задержки $L1$ и $L2$.

При отсутствии на входе схемы сигнала лампа $Л$ заперта. При подаче на вход первого *1* (опорного) импульса лампа через

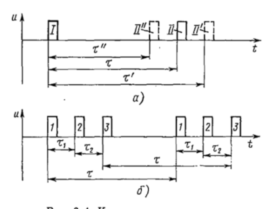


Рис. 6.4. Кодирование импульсов:

а—импульсы на входе шифратора; *б*—импульсы на выходе шифратора

резистор $R1$ открывается, через нагрузку R_a пройдет импульс тока и на выходе схемы образуется первый импульс посылки *1*. Через время τ_1 входной импульс, пройдя через линию задержки $L1$ и резистор $R2$, снова откроет лампу. На выходе образуется второй импульс *2*, отстоящий от первого на время τ_1. Еще через ин-

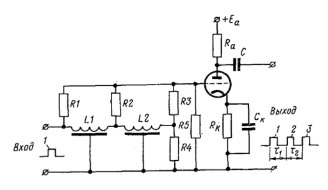


Рис. 6.5. Шифратор кодированных импульсов

тервал времени τ_2 (определенный величиной $L2$) входной импульс через резистор $R3$ откроет лампу в третий раз и на выходе появится третий импульс *3*. Аналогично второй (командный) входной импульс будет закодирован второй тройкой им-

пульсов. Эти импульсы передаются передатчиком в такой же последовательности.

Понятно, что зашифрованную таким образом команду противник создать не может.

С выхода бортового приемника импульсы поступают на вход дешифратора (рис. 6.6). Дешифратор выделяет только командную посылку, обладающую заданными параметрами, даже если на его вход пришли естественные и искусственные импульсные

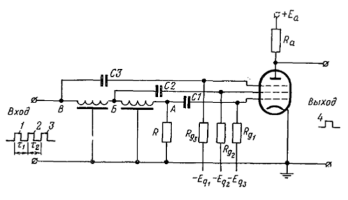


Рис. 6.6. Дешифратор кодированных импульсов

помехи. В исходном положении пентод заперт напряжениями смещения — E_{g1},— E_{g2},— E_{g3}. Он откроется лишь в том случае, если на все три сетки одновременно будут поданы положительные импульсы. Линия задержки $L1$ задерживает импульс на время τ_1, линия $L2$ — на время τ_2. Первый пришедший импульс *1* задерживается в линиях $L1$ и $L2$, и когда он достигнет точки А второй импульс *2*, пришедший позднее, дойдет до точки Б, а третий импульс *3* лишь поступит на вход схемы. Таким образом, в точках А, Б и В все три импульса окажутся в одно время и будут поданы через конденсаторы $C1$, $C2$ и $C3$ на все три сетки лампы. На выходе дешифратора появится импульс *4*. Аналогично будет расшифрована вторая тройка.

Временный интервал τ может быть преобразован на борту в напряжение, подаваемое на исполнительное устройство.

§ 6. 5. НАВЕДЕНИЕ РАКЕТ ПО РАДИОЛУЧУ

В начале данной главы уже упоминалось, что автоматическая система управления движением ракеты по радиолучу предполагает формирование команд управления на самой ракете. На пункте управления располагается радиолокатор, создающий радиолуч. Радиолуч создается вращением *диаграммы направленности* локатора. Диаграмма направленности, приведенная на

рис. 6. 7, имеет вид лепестка и условно изображает интенсивность электромагнитного излучения, создаваемого антенной.

Очевидно, что максимальная интенсивность излучения будет в направлении оси OO' диаграммы направленности. Следовательно, приемник сигналов, расположенный на оси OO', будет принимать максимальный сигнал. Если же он сместится вверх или вниз от оси OO', то амплитуда принимаемого сигнала будет меньше. Это свойство и используется для управления движением ракет. При этом чаще используют метод равносигнальной зоны (рис. 6.8). Для этого антенна локатора выполняется так, что ось диаграммы направленности не совпадает с геометрической осью антенны.

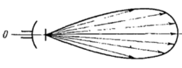


Рис. 6. 7. Диаграмма направленности антенны радиолокатора

Из рис. 6. 8 видно, что луч антенны при вращении будет описывать вокруг оси OO конус, а любая точка оси лепестка — круг. Направление OO называют равносигнальным, так как сигналы, принимаемые приемником П, находящимся на этой оси, имеют одинаковую амплитуду для обоих положений диаграммы направленности (A и A'). Если же приемник сместится относительно оси OO вверх (точка П'), то при верхнем положении диаграммы направленности принимаемый сигнал будет больше, чем при нижнем, так как $OB > OБ$.

Для управления движением ракеты необходимо предварительно обнаружить цель при помощи радиолокатора обнаружения. Сведения о движении цели используются для того, чтобы радиолокатор, создающий луч, захватил цель и начал ее сопровождать. Затем ракета встреливается под определенным углом в луч.

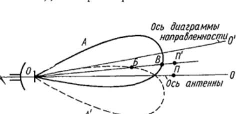


Рис. 6. 8. Создание равносигнальной зоны

На борту ракеты имеется приемник, принимающий сигналы от локатора. Если ракета находится в равносигнальной зоне, то команды управления не вырабатываются. При отклонении ракеты от равносигнальной зоны бортовой аппаратурой определяются величина и направление отклонения и формируются соответствующие команды, возвращающие ее в равносигнальную зону. Ракета будет двигаться по лучу до момента попадания в цель. В процессе наведения пункт управления, ракета и цель в каждой момент времени находятся на одной прямой, т. е. наведение осу-

ществляется по методу трех точек. В тех случаях, когда цель перемещается с большой скоростью, радиолуч, в котором движется ракета, также будет перемещаться с большой угловой скоростью. Это приводит к сильному искривлению траектории ракеты и для управления ее движением необходимо иметь довольно развитые органы управления, что может привести к увеличению массы и габаритов ракеты. В противном случае ракета может оказаться неуправляемой.

В настоящее время имеются системы, обеспечивающие наведение ракет по траектории с малой кривизной. Для этого можно использовать два радиолокатора, создающих два независимых луча. Один из радиолокаторов следит за целью, а луч другого направлен в *упрежденную точку, т. е. в точку, где через некоторое время ракета и цель встретятся*. Между лучами образуется *угол упреждения*, значение которого в каждый момент времени зависит от скорости цели и ракеты. Параметры движения цели и ракеты поступают в вычислительное устройство, расположенное на пункте управления, где вырабатываются сигналы управления для следящей системы, управляющей поворотом антенны, создающей второй луч.

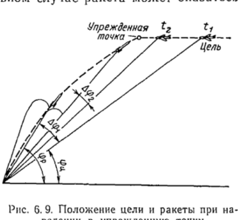


Рис. 6.9. Положение цели и ракеты при наведении в упрежденную точку

На рис. 6.9 приведено положение ракеты и цели при наведении в упрежденную точку.

Если обозначить угловое положение цели через $\varphi_ц$ и $\psi_ц$, то упрежденное положение луча ракеты будет

$$\varphi_р = \varphi_ц + \Delta\varphi, \quad \psi_р = \psi_ц + \Delta\psi.$$

Величины $\Delta\varphi$ и $\Delta\psi$ должны непрерывно уменьшаться по мере сближения ракеты с целью. Когда дальности до цели и ракеты сравняются (момент встречи), величины $\Delta\varphi$ и $\Delta\psi$ обращаются в нуль.

Рассмотрим кратко образование управляющих сигналов на борту ракеты, летящей в радиолуче. Выше было сказано, что при вращении диаграммы направленности всякая точка на ее оси описывает окружность, занимая положения «1», «2», «3», «4», «1» (рис. 6.10,*а*).

В хвостовой части ракеты расположены антенна и приемник. Когда ракета находится на оси радиолуча (точка P), то величина сигнала $u_р$, принимаемого приемником антенны, будет посто-

янная (см. рис. 6.10,*б*). При перемещении ракеты в плоскости тангажа от оси равносигнальной зоны вверх или вниз (точки P_1 и P_3) принимаемые сигналы u_{p1} и u_{p3} будут изменяться так, как показано на рис. 6.10,*в* и *г*. При совпадении оси лепестка с точками *2* и *4* (см. рис. 6.10,*а*) амплитуды сигналов одинаковы,

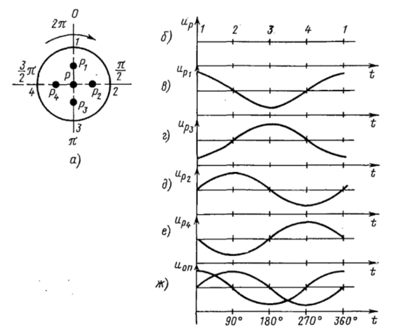


Рис. 6.10. Диаграмма принятых приемником ракеты сигналов в зависимости от положения ракеты в радиолуче

так как диаграмма занимает симметричное положение относительно точек P_1 и P_3. Если ракета отклонилась в плоскости рыскания вправо или влево (точки P_2 и P_4), то принимаемые сигналы будут иметь форму, показанную на рис. 6.10,*д* и *е*. Рассуждая аналогично, можно построить диаграмму изменения сигналов для произвольного положения ракеты.

Имея диаграмму изменения принимаемых сигналов, можно для рассмотренных случаев определить величину и направление управляющих сигналов. Например, если ракета сместилась в точку P_1, то величина управляющего сигнала (команды) для возврата ракеты в точку P будет

$$u_{y\varphi}=u_1-u_3>0$$

и рули отклонятся вниз.

Приводя эти рассуждения, мы знаем, где находится ось лепестка в каждый рассматриваемый момент времени, а это позволяет определить знак управляющего сигнала. Но аппаратура ракеты этого «не знает». Поэтому на ракету необходимо передавать специальные сигналы, называемые опорными (см. рис. 6. 10,*ж*), дающие возможности бортовой аппаратуре распознать, в каком положении в данный момент находится лепесток диаграммы направленности. Для этого локатором вырабатываются два синусоидальных сигнала (для каналов тангажа и рыскания), сдвинутых по фазе на 90° относительно друг друга и жестко связанных с вращением антенны. Эти сигналы подаются на фазовые детекторы (демодуляторы) каналов тангажа и рыскания. Принятый приемником сигнал, пропорциональный отклонению ракеты от оси равносигнальной зоны, также подается на фазовые детекторы, где раскладывается на два составляющих сигнала, пропорциональных отклонению ракеты по углам тангажа и рыскания.

Таким образом, с выходов фазовых детекторов снимаются управляющие сигналы в виде постоянных напряжений, пропорциональных рассогласованиям по углам тангажа и рыскания.

При наведении ракет по радиолучу необходимо стабилизировать ее вращение по углу крена. В противном случае произойдет перепутывание команд, так как рули высоты и направления могут поменяться местами.

§ 6. 6. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С ОДНИМ И ДВУМЯ РАДИОЛОКАТОРАМИ

Наведение ракеты на цель при использовании одного радиолокатора осуществляется методом трех точек. На ракете устанавливается радиосоответчик, принимающий, усиливающий и ретранслирующий сигналы радиолокатора. Это необходимо для обеспечения возможности одновременного определения радиолокатором параметров движения ракеты и цели, находящихся в луче радиолокатора. Измеренные параметры движения ракеты и цели передаются в вычислительное устройство, где в соответствии с заранее заложенной программой вычисляются величины командных сигналов. При помощи передающего устройства команды посылаются на ракету и заставляют ее лететь по такой траектории, когда она все время находится на линии «пункт управления — ракета — цель». Радиолокатор должен иметь два приемника: для ракеты и для цели.

Система управления, использующая два радиолокатора, предполагает раздельное наблюдение за ракетой и целью. Такая система управления считается более гибкой и для быстро перемещающихся целей более точной.

Рассмотренные системы управления являются автоматическими, так как ошибка наведения ракеты определится без участия оператора.

§ 6.7. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЭФФЕКТА ДОПЛЕРА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТИ РАКЕТЫ

Пусть имеется источник, излучающий электромагнитные колебания, и объект, отражающий эти колебания. Источник колебаний, приведенный на рис. 6. 11, излучает радиоволны постоянной частоты $F_{и}$. Если облучаемый объект неподвижен относительно источника, то частота отраженных от объекта и принятых приемником радиоволн также будет $F_{и}$.

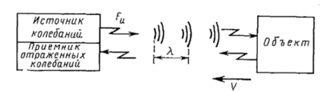


Рис. 6. 11. К пояснению эффекта Доплера

Если же объект перемещается относительно источника, то фаза отраженного сигнала будет непрерывно изменяться по отношению к фазе излучаемого сигнала, т. е. будет изменяться частота отраженного сигнала. Аналогичная картина будет наблюдаться и в том случае, когда источник перемещается относительно объекта.

Изменение частоты электромагнитных колебаний, вызванное перемещением источника или облучаемого объекта, называется эффектом Доплера.

При сближении источника колебаний и объекта частота колебаний возрастает, при удалении уменьшается.

Действительно, если в 1 с объект приближается к источнику на расстояние, определяемое скоростью V, то на объект будет дополнительно воздействовать столько периодов колебаний, сколько их укладывается на пути, пройденном объектом за 1 с со скоростью V. Таким образом, частота сигналов F_0, приходящих на объект, будет равна

$$F_0 = F_{и} + \frac{V}{\lambda}, \qquad (6.1)$$

где λ — длина волны электромагнитных колебаний.

Учитывая, что

$$\lambda = \frac{c}{Fu},$$

где c — скорость распространения радиоволн, выражение (6. 1) можно переписать в виде

$$F_0 = F_и\left(1 + \frac{V}{c}\right).$$

Очевидно, что частота отраженных от объекта сигналов (вторичное излучение) также будет F_0. Поэтому на входе приемника действует отраженный сигнал с частотой

$$F_п = F_0\left(1 + \frac{V}{c}\right).$$

Подставив значение F_0 в последнее уравнение, получим

$$F_п = F_и\left(1 + \frac{2V}{c} + \frac{V^2}{c^2}\right).$$

Пренебрегая величиной V^2/c^2 в виду ее малости, имеем

$$F_п = F_и\left(1 + \frac{2V}{c}\right).$$

В результате взаимодействия сигналов с частотами $F_и$ и $F_п$ в схеме приемника будет выделяться разностная (доплеровская) частота

$$\Delta F = F_Д = F_п - F_и = \frac{2V}{c} F_и. \qquad (6.\ 2)$$

В общем случае, когда направление излучения составляет с вектором скорости V объекта угол β, эффект Доплера дает возможность измерить радиальную составляющую V_r скорости V, т. е. $V_r = V \cos \beta$.

В этом случае выражение (6. 2) примет вид

$$F_Д = \frac{2V}{c} F_и \cos \beta,$$

откуда

$$V = \frac{F_Д c}{2F_и \cos \beta}.$$

Таким образом, используя эффект Доплера, можно измерить скорость ракеты (цели) как наземными средствами, так и при помощи радиолокатора, помещенного на ракете. Измеренное значение текущей скорости может быть использовано для определения момента выключения двигателя ракеты. Если текущую скорость интегрировать с момента старта, то будем получать текущее значение пути.

Отметим, что при помощи радиолокатора легко измерить расстояние до объекта. Если дальность до объекта обозначить через

L, то время распространения сигнала от локатора до объекта и обратно будет равно

$$t = \frac{2L}{c},$$

откуда

$$L = \frac{ct}{2}.$$

Для измерения дальности достаточно измерить промежуток времени между моментом посылки сигнала и моментом приема отраженного сигнала.

Кроме того, радиолокатор может измерять азимут и угол места.

§ 6. 8. КОРРЕКЦИЯ БОКОВОГО СНОСА ПО РАДИО

Управление ракетой по радио может применяться для устранения ее боковых перемещений. В этом случае равносигнальная зона (радиотропа) создается не вращением, а перемещением диаграммы направленности в одной плоскости. Возможен также вариант, когда станция наведения имеет две одинаковые антенны, диаграммы направленности которых пересекают друг друга так, как показано на рис. 6. 12.

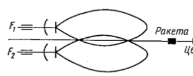


Рис. 6. 12. Наведение ракеты по радиотропе

При помощи автоматического переключателя антенны поочередно (с интервалом в десятые и сотые доли секунды) подключаются к передатчику и излучают сигналы. При этом для определения направления отклонения ракеты от плоскости стрельбы одна из антенн излучает сигналы, модулированные с частотой F_1, а другая — с частотой F_2. Когда ракета находится в плоскости стрельбы, амплитуды сигналов, принятых от обеих антенн, будут одинаковы и результирующий сигнал будет равен нулю. Если же ракета отклоняется от плоскости стрельбы влево, то в течение времени, когда передатчик работает на первую антенну (верхняя диаграмма направленности на рис. 6.9), амплитуда принятых сигналов будет больше, чем в тот отрезок времени, когда он работает на вторую антенну. При отклонении ракеты вправо картина будет обратной.

Кроме приемника, на борту ракеты имеются фильтры, один из которых настроен на частоту F_1, а другой — на частоту F_2. Сигналы с выходов фильтров выпрямляются при помощи детекторов и подаются на схему сравнения, где выделяется результирующий управляющий сигнал. Этот сигнал, пропорциональный

по амплитуде и знаку соответственно величине и направлению отклонения ракеты, подается на приводы рулей направления.

Описанным способом наводятся тактические и стратегические самолеты-снаряды и ракеты.

В заключение данной главы отметим, что основным недостатком систем телеуправления является увеличение ошибки наведения с увеличением дальности стрельбы. Другой недостаток — возможность нарушения противником линии связи созданием помех. Так как пункт управления может осуществлять наведение нескольких ракет, то при его уничтожении противником все ракеты, не достигшие цели, становятся неуправляемыми.

Ниже будут рассмотрены системы самонаведения, которым перечисленные недостатки не свойственны.

СИСТЕМЫ САМОНАВЕДЕНИЯ

§ 7.1. ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ВИДЫ ЭНЕРГИИ И ТИПЫ СИСТЕМ САМОНАВЕДЕНИЯ

Самонаведение ракеты на цель — метод управления движением ракеты, при котором в результате использования энергии, излучаемой целью или отраженной от нее, на самой ракете вырабатываются управляющие сигналы.

Для работы системы самонаведения используются какие-либо характерные свойства цели, отличающие ее от окружающей среды (фона), т. е. делающие ее контрастной. К таким свойствам относятся способность цели излучать или отражать радиоволны, видимые и инфракрасные лучи, а также звуковые колебания. Необходимо, чтобы сигнал от цели в несколько раз превышал сигнал фона. Такие объекты как радиолокаторы, радиомаяки, пункты наведения зенитных ракет и другие радиосредства являются источниками собственного радиоизлучения. К объектам, хорошо отражающим радиоволны, относятся цели, имеющие металлический корпус. Источниками инфракрасного (теплового) излучения являются цели, имеющие нагретые части: ракеты, реактивные самолеты, заводы и т. д. Некоторые цели отражают, поглощают или излучают видимые световые лучи иначе, чем окружающий фон, т. е. они хорошо видны. Это корабли в море, аэродромы, большие дороги. Самолеты, танки, орудия являются источниками звука. Очевидно, что для работы системы самонаведения на борту ракеты должен быть чувствительный элемент, реагирующий на характерные свойства цели.

На борту также должно располагаться устройство, автоматически определяющее координаты цели относительно ракеты. Это устройство называется *координатором цели*. Координатор цели и дополнительная аппаратура, обеспечивающая выработку управляющих сигналов, образуют комплекс, называемый головкой самонаведения.

В зависимости от вида используемой энергии системы самонаведения делятся *на радиотехнические, оптические, инфракрасные и акустические.*

В зависимости от расположения источника излучаемой энергии системы самонаведения могут быть *активными, полуактивными и пассивными.*

Для *активных систем самонаведения* источник энергии (передатчик с антенной), облучающий цель, находится на борту ракеты. Здесь же расположены приемник отраженных сигналов, вычислительное устройство для формирования сигналов управления и исполнительные устройства органов управления, которые перемещаются таким образом, чтобы вывести ракету в точку встречи с целью. Таким образом, ракета, снабженная активной системой самонаведения, независима от посторонних источников информации. Дальность действия такой системы — несколько десятков километров. Можно обеспечить гораздо большую дальность, увеличив мощность передатчика. Однако это связано со значительным увеличением масс и габаритов аппаратуры.

Работа *полуактивной системы самонаведения* основана на использовании энергии, отраженной от цели. Цель в этом случае облучается передатчиком, расположенным на земле, на самолете-носителе, на корабле и т. д. Цель может облучаться не только радиоволнами, но и световыми или инфракрасными лучами. На борту ракеты в этом случае расположены приемник, вычислительное устройство и привода рулей. Наземная станция облучения цели может быть более мощной, чем бортовая, поэтому дальность действия полуактивных систем больше, чем у активных.

Принцип действия пассивной системы самонаведения основан на использовании энергии, излучаемой самой целью. Состав бортовой аппаратуры для пассивных систем самонаведения такой же, как и для полуактивных. Однако в данном случае никаких посторонних источников для облучения цели не требуется. *Преимуществом* пассивных систем является относительная простота бортовой аппаратуры. *Основной недостаток* — зависимость наведения от мощности и направленности излучения. В настоящее время широкое распространение получили инфракрасные пассивные системы самонаведения.

Особенностью всех систем самонаведения является то, что ошибка в определении взаимного положения ракеты и цели уменьшается с уменьшением расстояния между ракетой и целью. Кроме того, системы самонаведения отличаются от систем телеуправления полной автономностью. Они обеспечивают более высокую точность наведения, чем автономная и телеуправляемая системы. Однако системы самонаведения имеют небольшую дальность действия, что является их недостатком. Используются на зенитных, противотанковых и авиационных ракетах.

§ 7.2. БЛОК-СХЕМА СИСТЕМЫ САМОНАВЕДЕНИЯ

Выше отмечалось, что координатор измеряет угловые отклонения цели от продольной оси ракеты. В некоторых случаях из-

меряются также дальность до цели, скорость изменения дальности и угловая скорость вращения линии «ракета — цель». С выхода координатора снимаются сигналы, пропорциональные углам рассогласования.

Направление на цель (рис. 7.1) можно определить углами рассогласования в плоскости тангажа φ_y и курса φ_z.

Если координатор жестко закреплен на ракете и ее продольная ось (а следовательно, и ось координатора) направлена на цель, то выходные сигналы координатора равны нулю. При от-

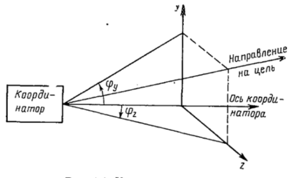


Рис. 7.1. Углы рассогласования

клонении оси ракеты от направления на цель координатор вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные углам рассогласования

$$u_y = k_1\varphi_y,\ u_z = k_2\varphi_z,$$

где k_1 и k_2 — постоянные коэффициенты.

Эти сигналы используются для формирования команд управления.

Блок-схема системы самонаведения приведена на рис. 7.2. На этой схеме координатор К является основным измерителем системы.

Для повышения точности наведения в состав системы самонаведения могут входить и вспомогательные измерители ВИ, например, трехстепенные гироскопы, скоростные гироскопы, акселерометры и т. п. Эти измерители также непрерывно выдают корректирующие сигналы u'_y и u'_z для соответствующих каналов управления. Сигналы с основного и вспомогательного измерителей поступают на вычислительное устройство. В простейшем случае для каждого канала управления могут использоваться суммирующие устройства СУ$_1$ и СУ$_2$. После суммирования сигналы усиливаются усилителями У$_1$ и У$_2$, поступают на приводы рулей высоты ПРВ и направления ПРН. Приводы отклоняют рули вы-

соты РВ и направления РН таким образом, чтобы ракета приближалась к цели.

В рассмотренной системе наведение осуществляется методом погони. При наведении по другим методам, например, в упрежденную точку, используется более сложная аппаратура. Однако основным измерителем в любой системе самонаведения остается координатор.

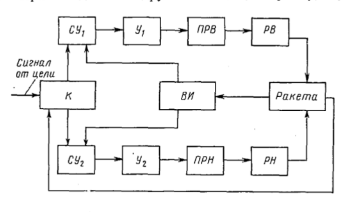


Рис. 7. 2. Блок-схема системы самонаведения:

К—координатор; ВИ—вспомогательный измеритель; $СУ_1$ и $СУ_2$—суммирующие устройства; $У_1$ и $У_2$—усилители; ПРВ—привод руля высоты; ПРН—привод руля направления; РВ—рули высоты; РН—рули направления

§ 7. 3. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СИСТЕМА САМОНАВЕДЕНИЯ

Для получения информации о цели в радиолокационных координаторах используется малогабаритная аппаратура, воспринимающая отраженную от цели электромагнитную энергию, источником которой является собственный передатчик (активное самонаведение) или передатчик, размещенный вне ракеты (полуактивное самонаведение).

Очевидно, что радиолокационный координатор должен быть весьма надежным в работе, иметь малые массу и габариты. Для того чтобы антенна бортового локатора имела небольшие размеры, для работы систем самонаведения используются в основном сантиметровые волны. Радиолокационные координаты могут работать в режимах импульсного и непрерывного излучения. В первом случае посылаются импульсы длительностью от десятых долей микросекунды до нескольких микросекунд. При непрерывном излучении работа основана на эффекте Доплера.

Блок-схема радиолокационной головки самонаведения приведена на рис. 7. 3.

Передатчик радиолокатора формирует радиоимпульсы, которые излучаются антенной. Каждый импульс представляет собой пачку высокочастотных колебаний. Частота этих колебаний определяется как

$$f = \frac{c}{\lambda}.$$

Излучаемые импульсы имеют определенную длительность t и период следования T. Частота следования импульсов зависит от дальности действия радиолокатора, так как очередной импульс

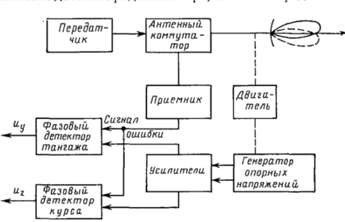


Рис. 7. 3. Блок-схема радиолокационной головки самонаведения

может быть послан только после того, когда придет обратно отраженный ранее посланный импульс. Максимальное время между моментом посылки и моментом приема сигнала соответствует максимальной дальности, т. е.

$$t_m = \frac{2L_m}{c}.$$

Частоту следования импульсов можно определить из условия

$$F < \frac{c}{2L_m}.$$

Обычно $F > 500$ имп/с.

Антенный коммутатор (переключатель) закрывает вход приемника на время излучения сигналов антенной. В противном случае мощный сигнал передатчика может вывести из строя приемник, рассчитанный на прием и усиление слабых сигналов, отраженных от цели. Кроме того, коммутатор обеспечивает попадание отраженных сигналов в приемник и перекрывает их доступ к передатчику.

Пеленгация цели антенной осуществляется методом равносигнальной зоны аналогично тому, как это делается при наведении ракеты по радиолучу.

Приемник, являющийся чувствительным элементом, принимает отраженный от цели сигнал и выделяет сигнал ошибки в виде синусоиды. Далее сигнал ошибки подается на фазовые детекторы, куда приходят опорные сигналы, вырабатываемые генератором, где опорный сигнал раскладывается на два составляющих сигнала по каналам тангажа и рыскания.

Заметим, что не всегда антенна координатора жестко крепится на ракете, потому что при случайных колебаниях ракеты или при резких маневрах цели последняя может выйти из поля зрения координатора и ракета потеряет управление. Чтобы избежать потери цели, антенную систему устанавливают на гиростабилизированной платформе. При поворотах ракеты антенна в этом случае сохраняет неизменным направление на цель, и ракета может поворачиваться более плавно. При таком расположении антенны к сигналам u_y и u_z добавятся и другие сигналы.

Захват цели может осуществляться различными способами. При пуске ракет класса «земля — воздух» цель захватывается координатором ракеты до ее запуска по данным от наземных станций обнаружения. При стрельбе ракетами класса «воздух — воздух» цель обнаруживается более мощным локатором самолета-носителя. Пилот убеждается, что цель захвачена и запускает ракету.

Достоинство радиолокационных головок самонаведения заключается в том, что они могут работать в любое время суток и в любых метеорологических условиях.

Существенным недостатком является возможность нарушения их работы при создании радиопомех.

§ 7. 4. ПАССИВНАЯ ИНФРАКРАСНАЯ СИСТЕМА САМОНАВЕДЕНИЯ

Пассивные инфракрасные системы наведения ракет на цель используют инфракрасный контраст цели. Здесь также основным элементом является координатор, измеряющий углы рассогласования.

Блок-схема инфракрасной системы самонаведения приведена на рис. 7. 4.

Излучаемые целью и окружающей средой инфракрасные лучи собираются оптической системой, модулируются и фокусируются на поверхности чувствительного элемента. Чувствительный элемент выдает информацию о положении цели в виде электрических сигналов, которые поступают в устройство формирования сигналов управления. Управляющие сигналы передаются на приводы рулей тангажа и рыскания.

Инфракрасные лучи излучаются всеми телами, температура которых выше абсолютного нуля, и представляют собой электромагнитные колебания с длиной волны от 0,76 до 750 мкм. Они не видимы для глаза, так как видимые лучи имеют длину волны от 0,4 до 0,76 мкм. Инфракрасные лучи проникают через материалы (картон, черная бумага, асфальт), которые являются не-

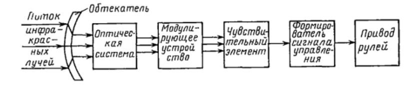


Рис. 7. 4. Блок-схема инфракрасной системы самонаведения

прозрачными для видимого света. Кроме того, они значительно меньше, чем видимые лучи, ослабляются при прохождении в атмосфере в условиях дымки, небольшого тумана, незначительных осадках. Однако при плотном тумане, дымовых завесах, сильном дожде и т. п. они теряют это преимущество. Инфракрасные лучи хорошо фокусируются при помощи зеркал и линз, применяемых для фокусировки лучей видимого света. Температура тела влияет на интенсивность волн инфракрасного излучения. Мощность инфракрасного излучения темных тел гораздо выше, чем светлых.

Оптическая система, предназначенная для собирания потока инфракрасных лучей, может быть линзовой, зеркальной или зеркально-линзовой.

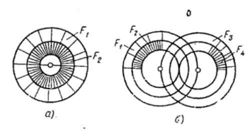


Рис. 7. 5. Форма модулирующих дисков для определения положения цели:
а—в одной; б—в двух плоскостях

Модулирующее устройство располагается между оптической системой и чувствительным элементом и предназначено для преобразования потока лучей в переменный сигнал. Это устройство представляет собой диск с прозрачными и непрозрачными для инфракрасных лучей участками. Для определения положения цели в одной плоскости может быть использован диск, приведенный на рис. 7.5, *а* и имеющий два разделенных между собой растра. На каждом растре нанесены светлые и темные штрихи, причем число штрихов на внутреннем и внешнем растрах неодинаково. Диск непрерывно вращается при помощи двигателя. Пусть сфокусированные оптической системой лучи попадают на внешний растр, что соответствует положению цели ниже

оптической оси, так как изображение перевертывается оптикой. В этом случае поток лучей будет прерываться с частотой F_1, так как на чувствительный элемент лучи будут попадать лишь в те моменты времени, когда луч находится перед светлым штрихом растра. При перемещении цели вверх от оптической оси поток будет попадать на внутренний растр и прерываться с частотой F_2. Когда поток излучения попадает на линию, разделяющую растры, то он не будет прерываться. Цель в этом случае находится на оптической оси координатора.

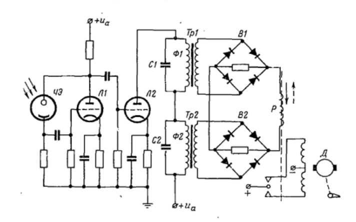


Рис. 7.6. Принципиальная схема системы самонаведения:
ЧЭ—чувствительный элемент; Ф1, Ф2—фильтры; В1, В2—выпрямители; Р—реле; Д—двигатель

Таким образом, если использовать в качестве чувствительного элемента фотосопротивление, то при помощи модулирующего диска можно получить на его выходе серию импульсов, частота которых зависит от положения цели относительно оптической оси. Описанный диск позволяет получить на выходе чувствительного элемента сигнал, зависящий от знака угла рассогласования и не зависящий от его величины. Для получения сигналов, пропорциональных величине угла рассогласования, применяются диски более сложной конфигурации. Чтобы определить направление на цель в двух плоскостях, необходимо использовать два диска (см. рис. 7.5,б), образующих четыре перекрывающихся поля, каждое из которых определяет две частоты из четырех возможных частот модуляции.

Выделение управляющих сигналов происходит следующим образом. Импульсы малой амплитуды, получаемые на выходе чувствительного элемента ЧЭ (рис. 7.6), усиливаются с помощью усилителя, собранного на лампах Л1 и Л2. В анодную цепь лампы включены фильтры Ф1 и Ф2, образованные первичными об-

мотками трансформаторов Тр1 и Тр2 и конденсаторами С1 и С2. Фильтр Ф1 выделяет сигналы с частотой F_1, а фильтр $Ф_2$ — сигналы с частотой F_2. В цепи вторичных обмоток трансформаторов включены выпрямительные мосты В1 и В2, которые питают обмотки поляризованного реле Р. В зависимости от того, ниже или выше оптической оси находится цель переменное напряжение будет индуктироваться во вторичной обмотке трансформаторов Тр1 или Тр2 и выпрямляться соответственно выпрямителями В1 или В2. В первом случае ток потечет через обмотку реле Р в направлении, указанном сплошной стрелкой, во втором случае — в противоположном направлении.

В зависимости от направления тока через обмотку средний контакт реле будет замыкаться либо с верхним, либо с нижним контактом, включая питание на обмотки двигателя привода рулей. При этом рули поворачиваются в нужном направлении. Описанная схема является простейшей.

По сравнению с радиолокационными инфракрасные системы самонаведения проще по конструкции, меньше по габаритам, легче и значительно дешевле. Кроме того, они имеют высокую разрешающую способность. Дальность действия составляет 8—10 км.

Основным недостатком инфракрасных систем считается то, что они не позволяют измерить расстояние до цели.

Применяются инфракрасные системы для ракет классов «земля — воздух», «воздух — воздух» и «воздух — земля».

Для поиска и слежения за целью координатор инфракрасной головки устанавливается на гиростабилизированную платформу. Поиск цели осуществляется подачей меняющихся по определенному закону напряжений на двигатели координатора, которые разворачивают головку самонаведения, совершая обзор пространства по намеченному методу. При обнаружении цели специальный сигнал прекращает режим поиска и переключает аппаратуру в режим слежения за целью.

§ 7.5. АКУСТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА САМОНАВЕДЕНИЯ

Работа акустической системы основана на использовании звукового контраста цели на окружающем фоне. В качестве чувствительного элемента акустической головки самонаведения может быть использован микрофон, преобразующий энергию звуковых колебаний в электрический сигнал. Для определения направления на цель в одной плоскости необходимо иметь два микрофона, укрепленные на некотором расстоянии друг от друга, симметрично относительно оси координатора. Если цель находится на оси координатора, то звуковые колебания доходят одновременно до обоих микрофонов. При смещении цели звуковые колебания к одному микрофону приходит раньше, чем к другому. По

разности времени прихода звука к микрофонам судят об угле, под которым находится цель по отношению к оси координатора. Для измерения углов рассогласования в двух плоскостях необходимо установить две пары микрофонов.

Принятые каждым микрофоном звуковые колебания усиливаются и поступают на входы фазового детектора, где вырабатываются управляющие сигналы. Выпрямленное напряжение питает обмотку поляризованного реле, включающего своими контактами исполнительные устройства органов управления.

Применение акустических систем для поражения целей, летящих со сверхзвуковой скоростью, сопряжено с большими трудностями. Кроме того, если акустическая система установлена на ракете, имеющей дозвуковую скорость, то звуковые колебания, создаваемые самой ракетой, также улавливаются микрофонами, что затрудняет наведение. На сверхзвуковой ракете микрофоны воспринимают шум, создаваемый ударными волнами. При этом невозможен прием сигнала от цели.

Акустические системы целесообразно использовать для наведения торпед на корабли.

§ 7. 6. РАДИОВЗРЫВАТЕЛИ

Вероятность прямого попадания управляемых ракет, предназначенных для поражения малоразмерных целей, особенно при их большой маневренности и скорости, близка к нулю. Поэтому возникает необходимость автоматического подрыва боевого заряда ракеты при ее вхождении в зону поражения цели. Эта задача может быть решена путем применения звуковых, оптических, тепловых, магнитных, электростатических и радиотехнических взрывателей. Принцип действия взрывателей основан на использовании ряда физических величин, которые изменяются по мере приближения ракеты к цели.

В настоящее время наиболее распространены инфракрасные и радиотехнические взрыватели.

Радиовзрыватели в зависимости от места расположения источника радиоизлучения делятся на взрыватели пассивного, полуактивного и активного типов.

Рассмотрим блок-схему (рис. 7. 7) радиовзрывателя активного типа, использующего эффект Доплера.

Передатчик *1* непрерывно излучает в пространство радиосигналы с частотой f_1. Отраженные от цели сигналы с частотой f_2 принимаются приемником *2*. Сигналы с частотами f_1 и f_2 поступают в смеситель *3*, который вырабатывает сигнал доплеровской частоты $f_д$.

Доплеровская частота (см. § 6. 7) пропорциональна скорости сближения ракеты с целью. Когда ракета проходит мимо цели, эта скорость принимает нулевое значение и частота $f_д$ резко уменьшается. Этот сигнал выделяется фильтром *4*, усиливается

усилителем *5* и через предохраняющее устройство *6* подается на сетку тиратрона. Запертый до этого тиратрон поджигается (открывается), его анодный ток разогревает запал *7* и боезаряд ракеты взрывается.

Предохраняющее устройство *6* предотвращает преждевременный взрыв ракеты на расстоянии, опасном для обслуживающего

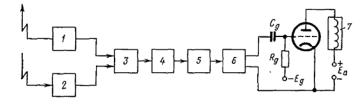


Рис. 7. 7. Блок-схема радиовзрывателя:

1—передатчик; *2*—приемник; *3*—смеситель; *4*—фильтр; *5*—усилитель; *6*—предохраняющее устройство; *7*—запал

персонала. Оно может быть механическим и электрическим. Механический предохранитель может представлять собой защелку, которая после старта ракеты высвобождается под действием ускорения.

Взрыватели должны иметь дистанцию чувствительности, обеспечивающую поражение цели. Время их срабатывания должно быть минимальным. В противном случае ракета и цель могут разойтись на значительное расстояние.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ, ПОМЕХОЗАЩИЩЕННОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

§ 8.1. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Система управления считается эффективной, если она обеспечивает попадание в цель с заданной точностью всех или большинства выпущенных ракет. На эффективность оказывают решающее влияние такие факторы как *надежность систем управления, точность наведения, помехозащищенность и готовность системы управления* к работе. Кроме того, немаловажное значение имеют стоимость и простота обслуживания систем управления.

Рассмотрим влияние некоторых из перечисленных факторов на эффективность систем управления.

В предыдущих главах отмечалось, что системы телеуправления и системы самонаведения в наибольшей степени подвержены влиянию помех, создаваемых противником. Для радиосистем особенно сильно сказывается влияние помех, если частота мешающего генератора равна рабочей частоте наземного или бортового радиолокатора. Поэтому в случае управления ракетами с земли помехи могут «ослепить» командный пункт и лишить его возможности определять координаты цели или ракеты. Если помехи создаются против аппаратуры, расположенной на борту ракеты, то это не дает возможности выработать управляющие сигналы для наведения ее на цель. Станции, создающие помехи, могут располагаться на земле, на кораблях и на специальных самолетах и могут создавать помехи в определенной полосе частот для всех станций, рабочие частоты которых близки. Такие помехи называются *активными*.

Пассивные помехи системам наведения создаются при помощи металлических или металлизированных лент, сбрасываемых с самолетов. Пассивные помехи влияют на работу лишь таких

систем наведения, которые работают на принципе приема отраженной от цели энергии. По зарубежным данным при одновременном воздействии активных и пассивных помех эффективность огня зенитной артиллерии, работающей с радиолокаторами орудийной наводки, падает примерно на 75%.

Для создания помех инфракрасным головкам самонаведения могут быть использованы прожекторы, расположенные на определенном расстоянии от цели.

Таким образом, для повышения эффективности система управления должна быть защищена от действия помех.

Один из методов защиты систем наведения — использование режима кратковременной работы радиолокационных станций, что затрудняет их обнаружение и создание помех.

Другой метод заключается в установке специальных передатчиков импульсного типа, приковывающих внимание противника и скрывающих работу систем наведения.

Можно также предусмотреть возможность перестройки аппаратуры с одной частоты на другую, а также использовать малоизученные и не освоенные противником диапазоны частот.

Для повышения помехоустойчивости линий передачи данных на ракеты в командных системах наведения считается полезным повышение мощности передатчика, применение специального кодирования команд управления, а также использование высокоизбирательных приемников, устанавливаемых на ракетах.

Известны попытки сделать ракету «невидимой» для радиолокатора. Для этого могут быть использованы специальные покрытия, поглощающие или сильно ослабляющие отраженный сигнал. Одна из зарубежных фирм создала покрытие, поглощающее 98% энергии радиоволн длиной 3 см. Толщина слоя материала при этом равна 12,7 см.

Напомним, что автономным системам управления создать помехи очень трудно.

Большое значение имеет готовность системы управления. Это особенно важно при использовании оборонительных ракет, так как они должны быть всегда готовы к пуску. Поэтому время предстартовой проверки готовности системы к работе должно быть минимальным, а саму проверку желательно осуществлять автоматически. При использовании наступательного оружия, как правило, время запуска известно заранее. В этом случае проверка работоспособности системы управления может быть произведена заблаговременно и более тщательно.

Не касаясь проблем точности наведения, рассмотрим некоторые вопросы надежности систем управления и пути ее повышения.

§ 8.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАДЕЖНОСТИ

В настоящее время вопросы надежности систем управления приобретают важнейшее значение. Это объясняется непрерывным

усложнением аппаратуры, т. е. ростом числа элементов, из которых она состоит. Характерно, что темпы роста количества элементов превышают темпы роста их качества.

Надежностью называется свойство изделия (системы, прибора, блока) *сохранять значения своих параметров в заданных пределах и в заданных условиях эксплуатации.* Это внутреннее свойство аппаратуры.

Надежность характеризуется несколькими количественными показателями, одни из которых удобны для оценки надежности элементов, а другие — систем. Некоторые показатели универсальны.

На стадии проектирования надежность будущей системы управления зависит от количества используемых элементов и деталей, их надежности, првильного выбора типов элементов и режимов их работы. Большое влияние на надежность оказывают условия эксплуатации: температура окружающей среды, влажность, атмосферное давление, динамические нагрузки и т. д.

Одним из понятий, используемых в теории надежности, является понятие отказа.

Отказ — это событие, которое приводит к невозможности использования хотя бы одного из рабочих свойств элемента или системы. Отказ может быть *внезапным* и *постепенным.* Внезапный отказ заранее предвидеть невозможно. Постепенные отказы возникают в результате износа и старения элементов и узлов.

Работа элементов, прибора и систем характеризуется тремя этапами: начальным этапом, этапом нормальной работы и этапом износа и старения. При этом каждый этап может быть охарактеризован интенсивностью отказов.

Интенсивностью отказов называется отношение числа отказавших изделий в единицу времени к среднему числу изделий, продолжающих работать исправно.

В соответствии со сказанным интенсивность отказов

$$\lambda(\Delta t) = \frac{\Delta n}{N_{ср}(\Delta t)\Delta t},$$

где Δn — количество изделий, отказавших за время Δt.

$$N_{ср}(\Delta t) = \frac{N_{i-1} + N_i}{2},$$

где N_{i-1} — количество исправно работающих изделий в начале отрезка времени Δt;

N_i — количество исправно работающих изделий в конце отрезка времени Δt.

Таким образом, интенсивность отказов показывает, какая часть элементов по отношению к среднему числу исправно работающих выходит из строя в единицу времени (обычно в час).

Интенсивность отказов вначале имеет большую величину, но быстро падает (этап приработки), затем остается практически постоянной (этап нормальной работы) и, наконец, интенсивно возрастает (этап износа и старения).

Для характеристики надежности элементов, узлов и систем, не подлежащих ремонту, используют *среднее время исправной работы.*

Среднее время исправной работы — это среднее арифметическое времен исправной работы каждого образца, т. е.

$$T_{cp} = \frac{t_1 + t_2 + \ldots + t_N}{N},$$

где N — количество образцов;

$t_1, t_2, \ldots t_N$ — время исправной работы первого, второго, N-го образца.

Для приборов, узлов и систем, которые подлежат ремонту, приемлемо понятие среднего времени между двумя соседними отказами.

Средним временем между двумя соседними отказами называется среднее арифметическое времен исправной работы между соседними отказами.

Согласно определению

$$t_{cp} = \frac{t_1 + t_2 + \ldots + t_n}{n},$$

где t_1 — время работы до первого отказа;

t_2 — время работы между первым и вторым отказами;

t_n — время работы между $n—1$ и n отказами;

n — количество отказов за время испытаний.

Надежность систем характеризуется *вероятностью их исправной работы.*

Вероятность исправной работы $P(t)$ — это вероятность того, что в заданном промежутке времени непрерывной работы не будет отказов. Понятно, что вероятность исправной работы зависит от промежутка времени. Известно, что вероятность не может быть больше единицы, т. е.

$$0 \leqslant P(t) \leqslant 1.$$

Если $P(t) = 0{,}5$, то это значит, что за заданное время половина систем выйдет из строя.

Для расчета надежности пользуются формулой, которая связывает вероятность исправной работы элемента или системы в течение определенного времени с интенсивностью отказов. Эта формула, как и последующие, дается без вывода и имеет вид

$$P(t) = e^{-\lambda t},$$

где e — основание натурального логарифма;

λ — интенсивность отказов.

Эта формула справедлива только для этапа нормальной работы.

Вероятность исправной работы прибора, состоящего из ряда элементов, вероятности исправной работы которых $P_1(t)$, $P_2(t)$,..., $P_n(t)$, определяется как

$$P(t) = P_1(t)\,P_2(t)\ldots P_n(t).$$

Действительно, выход из строя хотя бы одного элемента усилителя (или любого другого устройства) приводит либо к полному отказу прибора, либо к резкому изменению его параметров, что также является отказом. Сказанное справедливо и по отношению к системам.

Пусть имеется система, состоящая из двух радиолокационных станций: одна — для обнаружения, другая — для сопровождения цели. Станция сопровождения работает в соответствии с данными, получаемыми от станции обнаружения. Следовательно, для сопровождения цели необходимо, чтобы обе станции работали исправно. Если вероятности исправной работы станций обнаружения и сопровождения в течение времени, необходимого для успешного решения задачи, соответственно равны $P_0(t) = 0{,}9$ и $P_c(t) = 0{,}9$, то вероятность исправной работы системы

$$P(t) = P_0(t)\;P_c(t) = 0{,}81,$$

т. е. исправная работа обеих станций менее вероятна, чем работа каждой в отдельности. Отсюда видно, что чем больше элементов и блоков входит в состав системы, тем она менее надежна.

Недостатком всех количественных характеристик надежности является их вероятностный характер, т. е. никогда нельзя точно сказать о данном конкретном элементе, приборе или системе, когда они выйдут из строя.

§ 8.3. СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ

Для достижения необходимой надежности могут быть использованы общие и специальные способы. Ограничимся лишь перечислением некоторых из них.

К общим способам можно отнести *максимально возможное упрощение аппаратуры, тщательный выбор элементов, использование полупроводниковых и магнитных элементов, применение модулей, строгое соблюдение технологии производства и т. п.*

Специальными способами повышения надежности являются *использование элементов в облегченных режимах работы, тренировка элементов перед использованием, резервирование и т. д.*

Резервирование считается наиболее эффективным способом повышения надежности. При этом могут резервироваться элементы, приборы, блоки и системы в целом. Резервный элемент может быть включен постоянно, т. е. работать одновременно с

основным, а может включаться (автоматически или вручную) лишь тогда, когда основной элемент выйдет из строя.

Пусть имеется блок, входящий в систему. Вероятность его исправной работы основного блока $P_0(t)=0{,}9$. Для повышения надежности устанавливается такой же резервный блок. Другие устройства системы учитывать не будем. Очевидно, что задача будет решена, если: исправны оба блока, исправен основной блок, исправен резервный блок.

Вероятность исправной работы основного и резервного блоков

$$P_{\text{о.р}}(t)=P_{\text{о}}(t)P_{\text{р}}(t)=0{,}9\cdot 0{,}9=0{,}81.$$

Вероятность того, что основной блок будет исправен, а резервный откажет, определится как

$$P'_{\text{о}}(t)=P_{\text{о}}(t)[1-P_{\text{р}}(t)]=0{,}9\cdot 0{,}1=0{,}009.$$

Аналогично при отказе основного блока

$$P'_{\text{р}}(t)=P_{\text{р}}(t)[1-P_{\text{о}}(t)]=0{,}9\cdot 0{,}1=0{,}09.$$

Вероятность выполнения основным блоком своих функций благодаря наличию резервного блока будет

$$P(t)=P_{\text{о.р}}(t)+P'_{\text{о}}(t)+P'_{\text{р}}(t)=0{,}99.$$

Существенным недостатком резервирования является увеличение массы и габаритов аппаратуры. Поэтому проблема надежности, особенно для систем управления летательными аппаратами, неразрывно связана с проблемой микроминиатюризации аппаратуры.

§ 8. 4. МИКРОМИНИАТЮРИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ ТЕХНИКИ

Радиоэлектронное оборудование современных самолетов и ракет представляет собой сложный комплекс аппаратуры, предназначенный для управления полетом, связи, обнаружения цели и ее поражения. Электронная аппаратура американского стратегического бомбардировщика В-58 содержит около 100 тысяч элементов.

Рост сложности аппаратуры сопровождается увеличением масс, габаритов и потребляемой мощности. Кроме того, более сложная аппаратура менее надежна.

Поиски путей сокращения массы, габаритов и потребляемой мощности привели к появлению новых направлений в конструировании электронных схем — миниатюризации и микроминиатюризации.

Миниатюризация предполагает использование миниатюрных радиоэлементов и наиболее рациональную их компоновку с при-

менением печатных схем, что позволяет уменьшить габариты и снизить массу аппаратуры.

Микроминиатюризация предполагает использование полупроводниковой техники, что дает возможность в десятки раз снизить массу, габариты и потребляемую мощность.

Все многообразие микроминиатюрных схем можно разделить на четыре основных вида: схемы, выполненные из отдельных элементов уплотненным монтажем, микромодули, тонкопленочные схемы и твердые (полупроводниковые) схемы. Последние два вида схем называют *интегральными* схемами. Сочетание двух или более видов схем принято называть *гибридными* схемами.

Рассмотрим более подробно специфику каждого из перечисленных видов.

Уплотненный монтаж — это наиболее простой метод уменьшения массы и габаритов электронной аппаратуры. Узлы аппаратуры конструируют в виде уплотненных плоских и объемных схем (модулей). Современные пассивные (сопротивления, конденсаторы, потенциометры, трансформаторы) и активные (полупроводниковые диоды и триоды) элементы имеют размеры, не превышающие нескольких миллиметров, и массы несколько грамм. Имеются диоды размером $0{,}77 \times 0{,}36 \times 0{,}05$ мм и массой 0,1 г. Печатная плата представляет собой тонкую пластину (подложку) изоляционного материала, на которую в соответствии с заданным рисунком нанесены соединительные проводники из медной фольги толщиной 0,035—0,07 мм. Рисунок схемы специальной краской наносится на плату, затем плата опускается в ванну с медным раствором. При этом медь осаждается на участках, покрытых краской, образуя соединительные проводники. На концах печатных соединительных проводников имеются утолщения, через которые в плате просверливают сквозные отверстия. В эти отверстия вставляются выводы радиоэлементов. Объем аппаратуры с печатными платами в несколько раз меньше, чем при обычном монтаже.

Микромодуль представляет собой простейший миниатюрный узел радиоэлектронной аппаратуры, собранный из плоских пластинок, с нанесенными или укрепленными на них микроэлементами схем. Микроэлементы в соответствии со схемой укладываются в стопку и соединяются жесткими проводниками, которые одновременно служат выводными контактами. Собранный микромодуль (усилитель, генератор и т. п.) помещают в корпус и заливают специальным составом, который затвердевает. Затем микромодули соединяют между собой печатными платами. Один модуль содержит от 20 до 40 элементов в 1 см^3. Микромодули отличаются высокой надежностью. Например, количество отказов в микромодулях американской фирмы RCA не превышает 0,24% на 1000 ч работы. Это соответствует среднему сроку службы микромодуля из 10 элементов порядка 400 000 ч. Среднее время

исправной работы зарубежных микромодулей, состоящих из 50 элементов, составляет 15 000 ч при температуре окружающей среды от —55 до +85° С.

Тонкопленочные схемы представляют собой микросхемы, в которых пассивные элементы и соединительные проводники создаются на подложке в виде проводящих или полупроводниковых пленок толщиной в несколько микрон. Подложка выполняется из тонкого листового изоляционного или полупроводникового материала. На подложке площадью около 2 см^2 можно получить схему однокаскадного усилителя. Для нанесения пленки можно применять многие металлы, их окислы и сплавы. Чаще используется тантал и его окись. В качестве активных используются обычные элементы. Такие схемы содержат до 200 элементов в 1 см^3 и называются гибридными. Однако в настоящее время ведутся работы по созданию пленочных диодов и триодов. Тонкопленочные схемы дороже микромодульных схем и схем, выполненных уплотненным монтажом, но более надежны, так как количество соединительных проводников и паяных контактов меньше. Достаточно сложна также технология их изготовления.

Твердая схема — это небольшая пластинка из полупроводникового материала, на поверхности которой или внутри ее путем выращивания или диффузии сформированы необходимые пассивные и активные элементы.

Процесс выращивания заключается в том, что на поверхности подложки создаются кристаллы кремния. В зависимости от типа и количества химических примесей такой кристалл отличается от подложки сопротивлением и характером проводимости.

Диффузия — это введение в материал подложки атомов примесей с проводимостями определенного типа. Так как полупроводниковая подложка имеет гораздо большую теплопроводность, чем изоляционная, то в 1 см^3 может быть сформировано от 350 до 1000 элементов. Полупроводниковые схемы могут быть монолитными, составными и в виде функциональных узлов. Монолитная схема представляет собой одну подложку, содержащую от 5 до 20 активных и пассивных элементов. *Составная схема — это ряд микроэлектронных элементов, каждый из которых выполнен на отдельной подложке, а элементы соединены между собой внешними проводниками. Функциональный узел — монолитный кусок материала, в котором созданы особые области, выполняющие функции электронных схем.* Материалом служит кремний, так как по сравнению с германием он обеспечивает работу схемы при более высокой температуре. Функциональный узел в будущем может содержать десятки тысяч элементов в 1 см^3 материала.

В заключение отметим, что в военной радиоэлектронной аппаратуре США удельный вес микросхем в 1966—1968 гг. должен был составить в среднем 70%.

§ 8.5. КРАТКИЙ ОБЗОР РАЗВИТИЯ И СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЗА РУБЕЖОМ

В предисловии отмечался огромный вклад СССР в дело развития авиационной и ракетно-космической техники.

Значительных успехов в этой области достигли также развитые капиталистические страны: США, Англия, Франция и др. Рассмотрим сущность и характеристики некоторых зарубежных систем управления, разработанных для боевых ракет и космических аппаратов.

Немецкая управляемая ракета была принята на вооружение в конце 1942 г. и впервые применена при обстреле Лондона осенью 1944 г. Аппаратура управления была неодинакова на различных экземплярах ракеты. В ранних образцах ракеты выключение двигателя осуществлялось радиокомандами. При этом скорость измерялась при помощи эффекта Доплера. Позже для выключения двигателя при достижении ракетой заданной скорости применяли гироскопический интегрирующий акселерометр. Стабилизация ракеты по углам тангажа, рыскания и крена осуществлялась гироскопическими приборами. В некоторых ракетах автономная система управления дополнялась телеуправлением для ликвидации бокового сноса. Из общего количества выпущенных ракет примерно половина достигла цели.

Стремление поразить неподвижные и маневрирующие цели на поле боя привело к появлению наземных управляемых ракет с небольшой дальностью действия. Во французской армии были приняты на вооружение управляемые по проводам противотанковые ракеты «Норд-5200» и «Норд-5210», летящие со скоростью 80 м/с. Подобные ракеты разработаны в Швейцарии («Кобра IV»), США («Дарт») и других странах.

После войны в США была разработана и принята на вооружение тактическая баллистическая ракета «Корпорел» массой 5,5 т при дальности действия 120 км. Для наведения ракеты использовалась автоматизированная система управления по радиолучу.

Американская межконтинентальная баллистическая ракета «Атлас» имела автономную систему управления, дополненную радиотелеуправлением. Ракета имела массу 90 т при скорости 20 000 км/ч. Дальность полета — 9000 км.

Были также разработаны баллистические ракеты «Титан», «Тор», «Юпитер», управление которыми осуществлялось автономно с радиокоррекцией.

В 1962 г. на вооружение армии США поступила трехступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета «Минитмен I», а в 1968 — «Минитмен II». Аппаратура инерциальной системы управления ракеты «Минитмен II» имеет массу 123,4 кг и содержит 3000 полупроводниковых печатных микросхем. На борту имеется вычислительное устройство массой 16,6 кг, которое

управляет полетом, разделением ступеней, включением и выключением двигателей, сбрасыванием ложных целей, взведением системы взрыва, а также используется для проверки работоспособности оборудования ракеты перед стартом. Гироплатформа содержит три маятниковых интегрирующих гироакселерометра. Время наработки на отказ аппаратуры системы наведения около 7000 ч. Масса ракеты — 33 т. Длина — 18,2 м. Дальность полета — 11 200 км.

Для вооружения атомных подводных лодок в США была разработана двухступенчатая баллистическая ракета «Поларис», а также ракета «Посейдон». Дальность действия обеих ракет составляет 4635 км. Используются инерциальные автономные системы управления. Система наведения ракеты «Посейдон» отличается более высокой точностью, причем работает и на пассивном участке. В память бортового вычислительного устройства вводятся данные о цели и положении подводной лодки, на основании которых вводятся изменения в программу полета ракет к выбранным целям. Ракета «Поларис» весит 16 т, а ракета «Посейдон» — 29,6 т.

В отдельную группу обычно выделяют самолеты-снаряды. На современных самолетах-снарядах в большинстве случаев ставятся комбинированные системы управления. На начальном участке работает система телеуправления, затем — система автономного управления и в районе цели система самонаведения. Можно указать на тактические самолеты-снаряды («Матадор», «Регул») с дальностью действия до 1000 км и стратегические самолеты-снаряды («Спарк») с дальностью до 10 000 км.

Для поражения воздушных целей используются зенитные управляемые ракеты класса «поверхность — воздух» и управляемые ракеты воздушного боя класса «воздух — воздух».

На зенитных ракетах устанавливаются комбинированные системы управления. На начальном участке полета ракета управляется по радиолучу, а вблизи цели включается в работу система самонаведения. Используется также двухлучевая система наведения. Для подрыва боевого заряда применяются контактные взрыватели. Станция наведения зенитной ракеты США «Найк Аякс» имеет три радиолокатора. Один локатор служит для дальнего обнаружения цели и для ориентации второго локатора, осуществляющего автоматическое слежение за целью. Когда расстояние до цели становится равным 30 км, производится запуск ракеты и ее наведение третьим локатором. Второй и третий локаторы связаны вычислительным устройством, которое выдает данные на перемещение равносигнальной зоны радиолокатора луча в соответствии с законом движения цели. Дальность действия этой ракеты от 16 до 40 км при массе 1,1 т.

Ракета воздушного боя «Сайдвиндер» (США) имеет инфракрасную головку самонаведения с зеркальной оптикой и полуак-

тивную радиолокационную головку. Этими ракетами вооружены истребители и флот США, Англии и ряда других стран. Дальность действия до 16 км при массе 84 кг. Для поражения высотных сверхзвуковых бомбардировщиков используется ракета «Феникс» (США). Она имеет комбинированную систему наведения. На среднем участке применено радиокомандное (или радиолокационное полуактивное), а на конечном — инфракрасное или радиолокационное активное наведение. Стартовая масса ракеты «Феникс» около 450 кг, длина 4 м, диаметр 0,38 м, дальность 75 км.

Некоторые американские («Кондор») и английские («Мартель») боевые ракеты снабжены телевизионными системами наведения. В носовой части ракеты имеется передающая телевизионная камера, а экран индикатора находится в кабине оператора на самолете ракетоносце. После запуска выведение ракеты в район цели осуществляется автономной системой. Как только оператор увидит цель на экране, он начинает управлять ракетой так, чтобы направить ее точно на цель. Достоинством таких систем является то, что оператор может при необходимости отклонить ракету от цели, например, если цель окажется ложной.

Рассмотрев кратко сущность систем управления боевых ракет, приведем некоторые сведения по системе управления американского космического корабля «Джемини». На этом корабле установлена инерциальная система, обеспечивающая управление при встрече на орбите, сходе с орбиты, входе в атмосферу, спуске на Землю. Гироплатформа использует три интегрирующих гироскопа и три маятниковых акселерометра. Масса инерциального блока 52,6 кг, среднее время между двумя отказами 1150 ч. В системе стабилизации и ориентации используется три скоростных гироскопа и вычислительное устройство. Для обеспечения встречи на орбите с непилотируемым спутником-мишенью на корабле установлен бортовой радиолокатор. Данные от локатора и от инерциального блока вводятся в вычислительную машину, рассчитывающую необходимые параметры движения. Заметим, что ракета-носитель корабля имеет радиоинерциальную систему.

Приведенные примеры показывают, что для управления летательными аппаратами используются самые различные методы и технические средства.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование достижений в области управляемых летательных аппаратов в мирных целях приносит и принесет в будущем огромную пользу человечеству.

Уже сейчас в СССР и за рубежом созданы спутники связи, позволяющие осуществлять телефонную, телеграфную, телевизионную и другие виды связи на больших расстояниях.

Метеорологические спутники Земли позволяют собрать огромный материал и составить прогноз погоды, что весьма важно для успешного развития народного хозяйства. Начинают использовать искусственные спутники Земли в интересах геологии.

Планомерное изучение околоземного пространства и планет солнечной системы расширяет наши познания о вселенной, дает возможность глубже понять процессы и явления, происходящие в природе. По мере усложнения задач, решаемых летательными аппаратами, появляются новые методы и средства управления их движением.

Дальнейшее развитие систем управления будет происходить по пути усовершенствования старых и создания принципиально новых бортовых систем с более чувствительными измерительными элементами. Такие системы будут обеспечивать управление как на активном, так и на пассивном участках.

Существующие инерциальные системы предполагается заменить бескарданными, которые не имеют гиростабилизированной платформы. В таких системах акселерометры и гироскопы жестко связаны с корпусом летательного аппарата, а опорная система координат, создаваемая в обычных системах управления при помощи платформы, здесь реализуется математически при помощи БЦВМ.

Большое внимание уделяется созданию более совершенных гироскопических приборов, ротор которых как бы взвешен в электростатическом поле. Предполагается дальнейшее совершенствование и астроинерциальных систем управления путем создания особо точных оптических приборов.

Совершенствование систем радиоуправления идет по пути освоения новых частотных диапазонов, создания средств борьбы с помехами, внедрения загоризонтных радиолокационных станций, дальность обнаружения которых составляет несколько тысяч километров.

В зарубежной литературе все чаще появляются сообщения об использовании в системах управления лазеров, которые позволяют обнаруживать, сопровождать и измерять параметры движения объекта с исключительно высокой точностью.

Несомненно, системы управления станут более точными, гибкими и универсальными по мере создания быстродействующих и малогабаритных БЦВМ.

Будет продолжаться дальнейший процесс микроминиатюризации бортовой аппаратуры, повышение ее надежности и помехозащищенности. Применительно к космическим аппаратам совершенствуемые и вновь разрабатываемые системы управления обеспечат большую маневренность, высокую точность при проведении различных операций, создание орбитальных станций длительного существования, длительный полет беспилотных аппаратов к другим планетам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическим летательным аппаратом. Под ред. д-ра техн. наук, проф. Боднера В. А. М., «Машиностроение», 1964, 402 с.
2. Ануреев И. И. Оружие противоракетной и противокосмической обороны. М., Воениздат, 1971, 303 с.
3. Арендт В. Р., Севент К. Дж. Практика следящих систем (Пер. с англ.). Под ред. Т. М. Райцына и А. В. Фатеева. М.—Л., Госэнергоиздат, 1962, 276 с.
4. Асташенков П. Т. Радиоэлектроника в управлении снарядами. М., Воениздат, 1960, 167 с.
5. Боднер В. А. Теория автоматического управления полетом. М., «Наука», 1964, 698 с.
6. Боднер В. А., Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. М., Оборонгиз, 1961, 508 с.
7. Васильев А. В. Микроминиатюризация военной электронной аппаратуры. М., Оборонгиз, 1963, 171 с.
8. Вермишев Ю. Х. Управление ракетами. М., Воениздат, 1961, 80 с.
9. Вершинин Н. И. Верцайзер А. Л., Яковлев В. М. Автоматический контроль М. — Л., «Энергия», 1964, 143 с.
10. Воронов А. А. Основы теории автоматического управления. М.—Л., «Энергия», 1966, 364 с.
11. Гандлевский М. М. Силовой следящий привод. М., Оборонгиз, 1957, 198 с.
12. Гуде Ж. Г. Промышленная электроника (Пер. с франц.). М.—Л., Госэнергоиздат, 1960, 437 с.
13. Гордеев А. И. Автономные системы управления баллистических ракет. М., Воениздат, 1964, 78 с.
14. Доброленский Ю. П., Иванова В. И., Поспелов Г. С. Автоматика управляемых снарядов. М., Оборонгиз, 1963, 548 с.
15. Дмитриевский А. А. и др. Движение ракет. М., «Машиностроение», 1968, 464 с.
16. Еремеев И. С. Магнитные преобразователи информации. М., «Энергия», 1967, 71 с.
17. Ермолаев Г. И., Гамулин А. Г., Прагер И. Л., Софронов Е. В. Основы радиолокации и радиолокационное оборудование летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1967, 299 с.
18. Заземский Е. И. Надежность радиоэлектронной аппаратуры. Л., Судпромгиз, 1963, 189 с.
19. Киселев С. П. Аэродинамика ракет. М., Оборонгиз, 1962.
20. Колесников К. С. Жидкостная ракета как объект регулирования. М., «Машиностроение», 1969, 287 с.
21. Кризе С. Н. Усилительные устройства. М., Связьиздат, 1958, 316 с.
22. Куркоткин В. И., Стерлигов В. Л. Самонаведение ракет. М., Воениздат, 1963, 90 с.

23. Литвин-Седой М. З. Управление космическими кораблями. Изд-во МГУ, 1967, 313 с.
24. Локк А. С. Управление снарядами (Пер. с англ.). М., Гостехиздат, 1957, 775 с.
25. Максимов М. В., Горгонов Г. И. Радиоуправление ракетами. М., «Советское радио», 1964, 644 с.
26. Марисов В. И., Кучеров И. К. Управляемые снаряды. М., Воениздат, 1959, 296 с.
27. Назаров Б. И. Гироскоп на ракете. М., Воениздат, 1964, 104 с.
28. Павлов В. А. Гироскопический эффект, его проявление и использование. Л., Судпромгиз, 1961, 164 с.
29. Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук, проф. В. В. Солодовникова. М., Машгиз, 1959, 454 с.
30. Павлов В.А. Теория гироскопа и гироскопических приборов. Л., «Судостроение», 1964, 495 с.
31. Пельпор Д. С. Гироскопические приборы и автопилоты. М., «Машиностроение», 1964, 389 с.
32. Петров В. П., Сочивко А. А. Управление ракетами. М., Воениздат, 1963, 264 с.
33. Пилотируемые космические корабли (Пер. с англ.). Под ред. канд. техн. наук Д. Х. Бронтмана. М., «Машиностроение», 1968, 476 с.
34. Попков С. П. Основы следящего электропривода. М., Оборонгиз, 1958, 363 с.
35. Попов Е. П. Автоматическое регулирование и управление. М., Физматгиз, 1962, 388 с.
36. Радиоуправление реактивными снарядами и космическими аппаратами. Под ред. Л. С. Гуткина. М., Советское радио», 1968, 679 с.
37. Соболевский А. Г. Элементы систем автоматики. М.—Л., «Энергия», 1965, 94 с.
38. Техническая кибернетика. Теория автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук, проф. В. В. Солодовникова. М., «Машиностроение», 1969, 767 с.
39. Турничин А. М. Электрические измерения. М.—Л., Госэнергоиздат, 1961, 338 с.
40. Феодосьев В. И., Синярев Г. Б. Введение в ракетную технику. М., Оборонгиз, 1960, 506 с.
41. Хоббс М. Техника управления ракетами (Пер. с англ.). М., Воениздат, 1967, 139 с.
42. Хохлов В. А. Электрогидравлический следящий привод. М., «Наука», 1966, 240 с.
43. Цыкин Г. С. Усилители электрических сигналов. М. — Л., «Энергия» 1969, 384 с.
44. Чечет Ю. С. Электрические микромашины автоматических устройств. М.—Л., «Энергия», 1964, 424 с.
45. Шляндин В. М. Элементы автоматики и счетно-решающие устройства. М., «Машиностроение», 1967, 306 с.
46. Элементы автоматических систем контроля. Под ред. д-ра физ.-мат. наук П. И. Кузнецова, М., «Энергия», 1967, 240 с.
47. Ягодкин В. В., Хлебников Т. А. Гироскопические приборы баллистических ракет. М., Воениздат, 1967, 215 с.
48. Вопросы ракетной техники (Сб. пер. и обзоров иностранной периодической литературы), 1960, № 4, 7, 10, 11; 1961 № 5, 6, 7, 8; 1962, № 8, 9, 10; 1963, № 1, 3, 9, 11; 1964, № 3, 6; 1965, № 2, 7; 1966, № 2, 8, 12; 1967, № 10· 1968, № 2, 3, 5, 8, 9, 11; 1969, № 1—12; 1970, № 1—12; 1971, № 1—12; 1972, 1—12,

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Предисловие 3
Введение 4

Глава 1. Задачи и классификация систем управления 7
§ 1.1. Задачи, решаемые системой управления 7
§ 1.2. Система координат летательного аппарата 8
§ 1.3. Траектория баллистической ракеты 10
§ 1.4. Автономные, неавтономные и комбинированные системы управления 11
§ 1.5. Классификация систем управления 13

Глава 2. Системы автоматического регулирования 15
§ 2.1. Принцип действия 15
§ 2.2. Общие определения 18
§ 2.3. Переходной и установившийся режимы работы систем автоматического регулирования 22
§ 2.4. Устойчивость систем автоматического регулирования 24
§ 2.5. Введение производной в закон регулирования 25

Глава 3. Элементы систем автоматического регулирования 28
§ 3.1. Реле 28
1. Электромагнитное нейтральное реле постоянного тока 28
2. Временная характеристика работы реле 30
3. Электромагнитное поляризованное реле 31
4. Электронное реле 32
5. Реле времени 33
6. Контакты реле 34
§ 3.2. Датчики 36
1. Потенциометрические датчики 37
2. Тензодатчики 39
3. Термометры сопротивления 40
4. Датчики давления 41
5. Индуктивные датчики 42
6. Емкостные датчики 44
7. Пьезоэлектрические датчики 45
8. Тахогенератор постоянного тока 46
§ 3.3. Исполнительные устройства 47
1. Электрогидравлическая рулевая машина 48
2. Пневматическая рулевая машина 49

Глава 4. Гироскопические приборы 51
§ 4.1. Трехстепенной гироскоп 51
§ 4.2. Поворотное ускорение 53
§ 4.3. Момент гироскопической реакции 59
§ 4.4. Прецессионное движение гироскопа 61
§ 4.5. Коррекция положения оси ротора 64

Стр.

§ 4. 6. Элементы гироскопов 66
§ 4. 7. Гирогоризонт 66
§ 4. 8. Гировертикант 69
§ 4. 9. Гироскопический датчик угловой скорости 70
§ 4. 10. Поплавковый гироскоп 71
§ 4. 11. Акселерометры 72

Глава 5. Автономные системы управления 75
§ 5. 1. Промежуточные устройства автомата стабилизации 75
§ 5. 2. Модулятор 76
§ 5. 3. Демодулятор 77
§ 5. 4. Функциональная схема автомата стабилизации 78
§ 5. 5. Дальность полета баллистической ракеты 79
§ 5. 6. Управление дальностью полета при помощи хронометра . . 81
§ 5. 7. Управление дальностью полета при помощи гироскопического интегратора 81
§ 5. 8. Инерциальные системы управления 84
§ 5. 9. Астроинерциальные системы управления 86
§ 5. 10. Бортовые вычислительные устройства 88
§ 5. 11. Управление боковым перемещением ракеты 90
§ 5. 12. Программные устройства автономных систем 92

Глава 6. Системы радиотелеуправления и наведения 94
§ 6. 1. Принцип действия систем телеуправления 94
§ 6. 2. Формирование команд при распределительной селекции . . 96
§ 6. 3. Формирование команд при качественной селекции 97
§ 6. 4. Формирование команд при кодовой селекции 99
§ 6. 5. Наведение ракет по радиолучу 101
§ 6. 6. Системы управления с одним и двумя радиолокаторами . . 105
§ 6. 7. Использование эффекта Доплера для определения скорости ракеты 106
§ 6. 8. Коррекция бокового сноса по радио 108

Глава 7. Системы самонаведения 110
§ 7. 1. Используемые виды энергии и типы систем самонаведения . 110
§ 7. 2. Блок-схема системы самонаведения 111
§ 7. 3. Радиолокационная система самонаведения 113
§ 7. 4. Пассивная инфракрасная система самонаведения 115
§ 7. 5. Акустическая система самонаведения 118
§ 7. 6. Радиовзрыватели 119

Глава 8. Эффективность, помехозащищенность и надежность систем управления 121
§ 8. 1. Факторы, влияющие на эффективность систем управления . 121
§ 8. 2. Характеристики надежности 122
§ 8. 3. Способы повышения надежности 125
§ 8. 4. Микроминиатюризация электронной техники 126
§ 8. 5. Краткий обзор развития и современного состояния систем управления за рубежом 129

Заключение 131
Список литературы 133

Xp-3
gn 9

Цена 28 коп.

